

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ**  
**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ**  
**імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**  
**МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ**  
**КАФЕДРА ДИНАМІКИ І МІЦНОСТІ МАШИН ТА ОПОРУ МАТЕРІАЛІВ**

«На правах рукопису»  
УДК \_\_\_\_\_

«До захисту допущено»  
Завідувач кафедри  
\_\_\_\_\_ Сергій ПИСКУНОВ  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**Магістерська дисертація**  
**на здобуття ступеня магістра**  
**за освітньо-професійною програмою «Динаміка і міцність машин»**  
**зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»**  
**на тему: «Вибір оптимального конструктивного виконання**  
**вуглепластикової стінки нервюри крила літака з умов міцності, жорсткості**  
**та стійкості»**

Виконав (-ла):  
студент (-ка) VI курсу, групи МП-91мп  
Богачов Віктор Євгенійович \_\_\_\_\_

Керівник:  
кандидат технічних наук, доцент,  
Онищенко Євген Євгенович \_\_\_\_\_

Рецензент:  
д.т.н., проф.  
Данильченко Ю.М. \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць інших  
авторів без відповідних посилань.  
Студент (-ка) \_\_\_\_\_

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Механіко-машинобудівний інститут**  
**Кафедра динаміки і міцності машин та опору матеріалів**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-професійна програма – «Динаміка і міцність машин»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Сергій ПИСКУНОВ

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на магістерську дисертацію студенту**  
**Богачову Віктору Євгенійовичу**

1. Тема дисертації «Вибір оптимального конструктивного виконання вуглепластикової стінки нервюри крила літака з умов міцності, жорсткості та стійкості», науковий керівник дисертації Онищенко Євген Євгенович, кандидат технічних наук, доцент, затверджені наказом по університету від «\_\_\_\_\_» 2020 р. № \_\_\_\_\_
2. Термін подання студентом дисертації: 10.12.2020 р.
3. Об'єкт дослідження: вуглепластикові стінки нервюри.
4. Предмет дослідження: Визначення і порівняння характеристик міцності, жорсткості і стійкості різних варіантів конструктивного виготовлення стінки нервюри крила.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
  - 1) Огляд сучасного стану проблеми впровадження силових вуглепластикових елементів конструкції літака

- 2) Дослідження методології аналітичного розрахунку міцності, жорсткості і стійкості вуглепластикової стінки нервюри
- 3) Розрахунок міцності, жорсткості і стійкості вуглепластикової стінки нервюри
- 4) Вибір оптимальної конструкції вуглепластикової стінки нервюри.
- 5) розробка стартап–проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу – 6 і більше.

7. Орієнтовний перелік публікацій – 1 і більше.

8. Дата видачі завдання: 01.09.2020 р.

#### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз літератури	01.09.20 - 19.09.20	
2	Дослідження методології розрахунку	20.09.20 – 09.10.20	
3	Розрахунок міцності, жорсткості і стійкості вуглепластикової стінки нервюри	10.10.20 – 31.10.20	
4	Вибір оптимальної конструкції вуглепластикової стінки нервюри	01.11.20 – 19.11.20	
5	Стартап-проект та висновки	20.11.20 – 10.12.20	

Студент \_\_\_\_\_

Віктор БОГАЧОВ

Науковий керівник \_\_\_\_\_

Євген ОНИЩЕНКО

### *Реферат*

Дана магістерська дисертація за обсягом роботи складає 88 сторінок, 49 ілюстрацій, 14 таблиць та містить посилання на 10 літературних джерел.

У даній роботі досліджена задача вибору оптимального конструкційного виконання вуглепластикової стінки нервюри крила літака з точки зору міцності, жорсткості та втрати стійкості.

За результатами виконаних аналітичних розрахунків відповідних характеристик для стінок нервюр з підкріплюючими ребрами, гофрованих стінок нервюр і тришарових стінок встановлено, що найбільш ефективною стінкою нервюри з точки зору жорсткості та стійкості є синусоїдальна стінка з кутами укладення  $0^\circ$  та  $30^\circ$ , а найбільш ефективною стінкою нервюри з точки зору міцності є стінка з поперечними ребрами.

Розроблено алгоритм, який дає можливість визначати оптимальне конструкційне виконання вуглепластикової стінки нервюри з точки зору міцності, жорсткості та втрати стійкості.

Сформульовані рекомендації для вибору оптимального варіанту конструктивного виконання стінки нервюри.

Найбільш ефективну нервюру після додаткових досліджень та стендових випробувань можна використовувати в конструкції крила та оперення. Що в свою чергу дає можливість зменшення маси літака, а отже збільшення паливної ефективності літака та кращі конкурентні якості літака на міжнародному ринку.

Ключові слова: *нервюра, стінка, вуглестрічка, вуглетканина, міцність, жорсткість, стійкість.*

### *Abstract*

This master's degree dissertation for the amount of work is 88 pages, 49 illustrations, 5 tables and contains 10 literature.

In this paper, we investigated the problem of choosing the optimal design of the carbon fiber rib web of an aircraft wing in terms of strength, stiffness and buckling.

According to the results of the performed analytical calculations of the corresponding characteristics for rib walls with reinforcing ribs, corrugated rib walls and three-layer walls, it was found that the most effective rib wall in terms of rigidity and stability is a sinusoidal wall with confinement angles of  $0^\circ$  and  $30^\circ$ , and the most effective rib wall from the point of view of strength, it is a wall with transverse ribs.

An algorithm has been developed that makes it possible to determine the optimal design of the carbon fiber rib wall in terms of strength, stiffness and buckling.

Recommendations are formulated for choosing the optimal design option for the rib wall.

The most effective rib, after additional research and bench tests, can be used in the wing and tail structure. This, in turn, makes it possible to reduce the mass of the aircraft, and therefore increase the fuel efficiency of the aircraft and the best competitive qualities of the aircraft in the international market.

Key words: *rib, web, carbon tape, carbon fiber, strength, rigidity, stability.*

## *Зміст*

<i>Реферат</i> .....	4
<i>Abstract</i> .....	5
<i>Зміст</i> .....	6
<i>Вступ</i> .....	8
Розділ 1. Постановка задачі .....	9
Терміни та визначення .....	9
Тенденції використання композиційних матеріалів в каркасі літака.....	11
Визначення проблеми та її рішення .....	14
Стінки нервюри з поперечними та повздовжніми підкріплювальними елементами .....	15
Нервюра з гофрованою (синусоїдальною) стінкою .....	17
Тришарові конструкції.....	22
Правила створення пакетів моношарів .....	26
Створення бібліотеки пакетів моношарів, виходячи з правил .....	37
Розділ 2. Аналітичний метод розрахунку міцності, жорсткості та стійкості стінки нервюри.....	39
Залежність напружень та деформацій від кута повороту моношару .....	39
Матриця жорсткості тонкого ламінату. ....	43
Визначення жорсткостей стінок отриманих намотуванням і викладкою .....	47
Визначення жорсткостей синусоїдальної стінки.....	50
Визначення жорсткостей тришарових стінок.....	51

Визначення жорсткостей стінок з поперечними та поздовжніми підкріплювальними елементами.....	53
Критерій міцності максимальних напружень.....	54
Критерій міцності Мізеса-Хілла-Цая .....	56
Визначення критичних зусиль втрати стійкості стінки при стисканні. ....	58
Визначення критичних зусиль втрати стійкості стінки при зсуві .....	59
Розділ 3. Визначення міцності, жорсткості та стійкості різних типів нервюр .61	
Розробка розрахункового файлу.....	61
Визначення жорсткостей стінок отриманих намотуванням і викладкою .....	63
Визначення жорсткостей тришарових стінок.....	68
Порівняння жорсткостей різних типів стінок.....	69
Підбір стінки за критерієм міцності.....	71
Підбір стінки за критерієм стійкості при стисненні.....	75
Підбір стінки за критерієм стійкості при зсуві.....	78
Алгоритм вибору оптимального конструктивного виконання стінки нервюри .....	82
Розділ 4. Розроблення стартап-проекту .....	83
Зміст ідеї проекту .....	83
Технологічний аудит.....	84
Аналіз ринкових можливостей запуску стартап–проекту .....	84
<i>Висновки</i> .....	89
Список використаної літератури .....	90

### ***Вступ***

Всі провідні компанії виробники авіаційної техніки прагнуть зменшити кількість споживаного палива. Це зумовлено збільшенням конкуренції між виробниками через те що авіакомпанії прагнуть зменшити витрати на паливо та збільшити прибутковість авіаперевезень.

Через те що літак є досить складним але можна виявити що покращити паливну ефективність можна двома найголовнішими шляхами: створення більш ефективного планеру з точки зору аеродинаміки та ваги або покращення ефективності двигуна. І якщо сучасні авіаційні двигуни вже майже досягли межі своєї ефективності, то планер літака дозволяє покращувати його ефективність за рахунок введення нових матеріалів та конструкцій.

В останні 20 років великого поширення в цивільній авіації набули композиційні матеріали, які дозволяють покращити аеродинамічну ефективність літака та зменшити вагу конструкції планеру. Головними перевагами композитів перед традиційними алюмінієвими сплавами є їх більша відносна міцність та жорсткість та переважна відмова від кріпильних елементів (заклепок, болтів), бо композиційні частини літака можна клеїти.

Широке впровадження композиційних матеріалів в конструкцію силових елементів літака змінює звичайну методологію розрахунку на міцність елементів конструкції каркаса літака, розрахунок композиційних деталей є складнішим та довшим за часом виконання ніж розрахунок металевих деталей.

Саме тому, актуальним є вивчення міцності, жорсткості та втрати стійкості різних типів стінок нервюр виготовлених з вуглепластику



## Розділ 1. Постановка задачі

### Терміни та визначення

*Композит, композиційний матеріал (КМ)* - складний матеріал на основі двох або більше хімічно різнорідних компонентів з чіткою межею між ними: заповнювача і сумісного з ним пов'язує матриці. Композити володіють новим поєднанням властивостей, які відсутні у вихідних матеріалів.

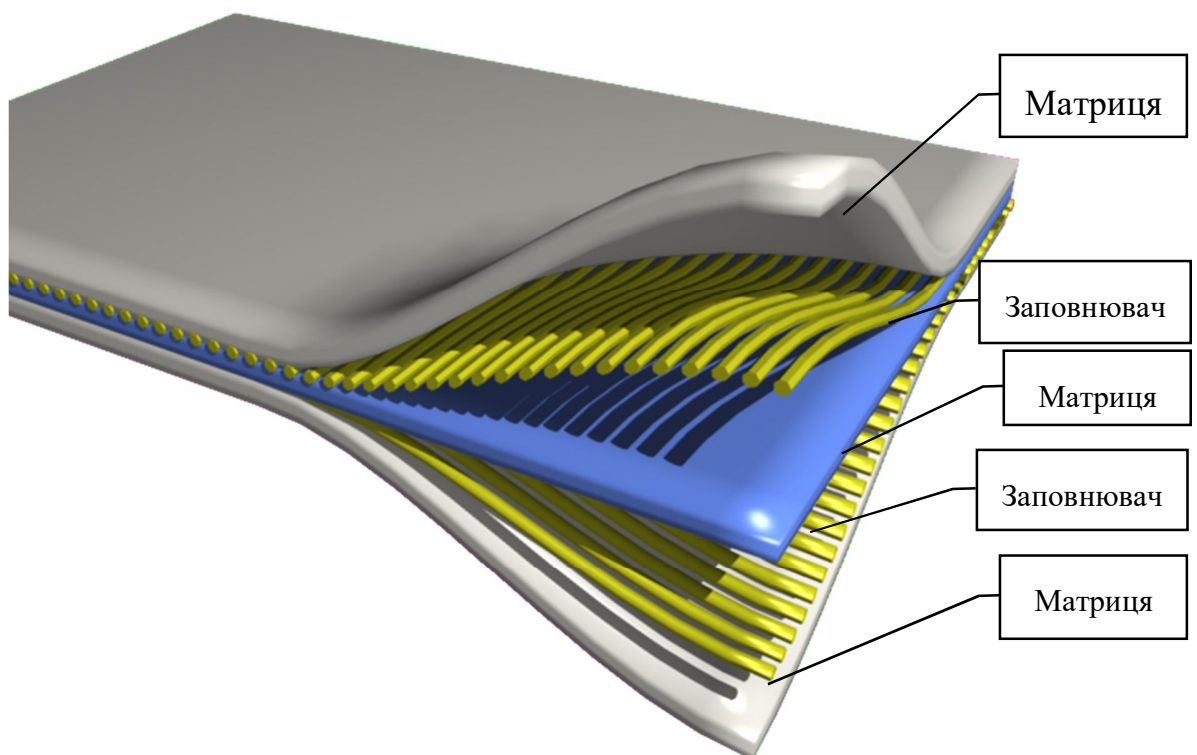


Рис. 1.1. Загальний вигляд композиту

*Полімерний композиційний матеріал (ПКМ)* - композиційний матеріал, матриця якого утворена полімером.

*Конструкція багатошарова сендвіч конструкція* – панелі, що складаються з легкого заповнювача-серцевини: пористого матеріалу, пінопласту і т.д., до якої

приклеюються два відносно тонких, щільних, високоміцних композитних поверхні.

*Мат* - волокнистий нетканий матеріал, який використовується для армування, що складається з довільно орієнтованих штапельних волокон або поплутаних ниток і просочений відповідним сполучною. [1]

*Матриця* - смола, сполучна. [1]

*Моношар* - один шар або група однотипних шарів одного напрямку в шаруватому матеріалі. [1]

*Орієнтація волокна* - вирівнювання волокна в шарі таким чином, щоб більшість волокон були розташовані в одному напрямку; це зумовлює високу міцність композиту в напрямку переважного розташування волокна. [1]

*Ортотропний матеріал* - ортогонально анізотропний матеріал, що має три взаємно перпендикулярних площині симетрії. Ортотропними є шаруваті КМ з односпрямованим шарами, тканини, КМ з поперечним армуванням. [1]

*Пакет моношарів, шаруватий матеріал, ламінат*. Отримують з'єднанням моношарів за допомогою відповідного сполучного зазвичай під тиском і при нагріванні. Композит, отриманий склеюванням декількох моношарів. [1]

*Препрег* - попередньо просочений напівфабрикат, тканий або односпрямований шар, просочений смолою і готовий для викладки або намотування. [1]

*Реактопласти (матеріал термореактивний)* - пластик, який при затвердінні під впливом тепла або хімічних засобів перетворюється в значній мірі в неплавкий і нерозчинний матеріал. [1]

*Смола* - матеріал, який використовується для зв'язування армуючого матеріалу. [1]

*Укладання* - опис складових матеріалів, геометрії і т.д. шарів композиту. [1]

*Вуглепластик* — композитний матеріал на основі смол та вуглецевих волокон. Складається з армувального заповнювача із вуглецевого волокна і полімерної матриці. Існують десятки способів виготовлення пластикових деталей. Вуглепластики застосовуються для виготовлення оболонок літаків, деталей двигунів, звукопоглинаючих мотогондол, елементів космічних апаратів тощо. [1]

Міцність вуглепластику залежить від міцності волокон, параметрів матриці, дотичної напруги на границі волокно-матриця, та термонапруг, що виникають при охолодженні композитного матеріалу від температури полімеризації. [1] Вуглепластик широко використовується в різних галузях промисловості, починаючи з велосипедів та закінчуючи ракетами-носіями. [1]

### **Тенденції використання композиційних матеріалів в каркасі літака**

Історія композитних матеріалів (КМ) починається ще з 1969 року, коли при створенні Boeing-747 використовували 1% КМ від загальної маси літака, а в 2009 р. в Boeing-787 Dreamliner ця цифра вже досягла 50% (це крило, фюзеляж, кіль і

вертикальне оперення). Airbus A380 містить приблизно 30 т композитів, A350 – від 14 до 16 т близько 40% від загальної маси. [8]

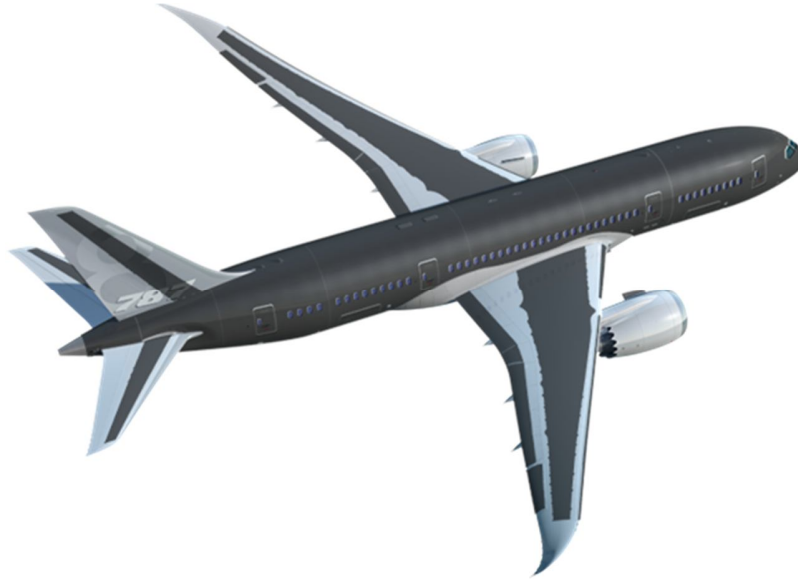


Рис. 1.1. Boeing 787-8 Dreamliner: темним кольором позначені елементи конструкції, виготовлені із використанням вуглепластику.

У 1975 році для літака АН-72 організовується і успішно розвивається ціле виробництво композиційних матеріалів, яке займається виготовленням лопатей з композиційних матеріалів несучих гвинтів вертольотів, деталей та агрегатів. АН 72 - це перший вітчизняний літак, виконаний з застосуванням різних композитів. величезне кількість деталей і конструкції літака виготовлялися і продовжують виготовлятися з композиційних матеріалів. [8]

Перш за все, використання композиційних матеріалів дає меншу вагу виробу. Це важливо, наприклад, для автомобіле- і авіабудування - за рахунок використання композитів, загальна вага знижується до 30%, а з розвитком галузі його можна буде зменшити до 60%, що призведе до істотного зменшення витрат пального. [8]

За розрахунками фірми Porcher, за кілограм зекономленої ваги виробники цивільних літаків готові платити до 500 євро. У таблиці 1.1 наведені дані щодо

застосування композиційних матеріалів в конструкції літака і показано зниження маси літака. [8]

Табл. 1.1 – Зменшення маси літака при використанні композиційних матеріалів

Елемент конструкції	Доля композитів, %	Зменшення маси, %
Крило літака	87	29
Хвостове оперення	79	23
Фюзеляж	72	20
Механізми шасі	40	16

Незважаючи на мінуси композитів, дані матеріали стали ідеальними для виробництва через свою міцність, легку вагу і можливості складання, уникнувши багатьох труднощів своїх попередників – алюмінієвих сплавів.

Представники промисловості прагнуть знайти матеріали, які дозволяють оптимізувати виробничі та експлуатаційні характеристики.

Для авіабудування важливими експлуатаційними характеристиками композиційних матеріалів є питома міцність

$$\frac{\sigma_t}{\rho g}$$

і питома жорсткість

$$\frac{E}{\rho g},$$

де  $\sigma_t$  - тимчасовий опір,  $E$  - модуль пружності, матеріалу,  $\rho$  - щільність матеріалу,  $g$  - прискорення вільного падіння.

Для алюмінієвого сплаву 7075 питома міцність дорівнює 20,8 при цьому для вуглецевого волокна – 95,9 [8]. Це означає, що для протидії однаковій силі вуглепластику необхідно в п'ять разів менше ніж алюмінію.

Таким чином, створення, вивчення та використання композиційних матеріалів в авіабудуванні - надзвичайно перспективна область сучасного матеріалознавства. [8]

Такі матеріали будуть завжди будуть необхідні для авіаційної техніки та з роками кількість композиційних матеріалів, їх номенклатура в авіабудуванні зростає, що буде сприяти розвитку цієї галузі матеріалознавства, а технології композиційних матеріалів безповоротно змінять авіаційну індустрію. [8]

### **Визначення проблеми та її рішення**

Через збільшення долі композиційних матеріалів в конструкції силових елементів каркасу літака та необхідності впровадження нових типів конструкційного виконання елементів каркасу для зменшення маси літака, необхідно спрощувати та автоматизовувати методи розрахунку деталей з КМ.

Також необхідно шукати нові конструктивні виконання силових елементів каркасу літака бо існуючі конструкції з металевих сплавів не відповідають критеріям технологічності для заміни матеріалів з металевих на композитні..

В даній дисертації розроблено методику вибору оптимальної конструкції вуглепластикової стінки нервюри крила та її розрахунку на міцність, жорсткість та стійкість.

Для визначення найоптимальнішої, конструкції стінки нервюри крила яка б задовольняла всі які пред'являють до неї нормативні документи та конструкції яка б мала найнижчу масу, необхідно розглянути види конструкційних виконань стінки нервюри, розглянути методику створення правильного пакету моношарів

з якого буде створюватись стінка нервюри. Для підбору найоптимальнішої стінки нервюри необхідно провести розрахунок на міцність, жорсткість та стійкість всіх видів конструкційних виконань стінок нервюр та певного набору пакетів моношарів.

Існуючі конструктивні виконання вуглепластикових стінок нервюр, їх переваги та недоліки

Нервюра — елемент поперечного силового набору каркаса крила, оперення і інших частин літального апарату, призначений для додання їм форми профілю. Нервюри закріплюються на поздовжньому силовому наборі (лонжерони, кромки, стрингери), вони є основою для закріплення обшивки.

Окрім використання композиційних матеріалів, які є новими для широкого впровадження в конструкцію каркасу літака, для найбільшої ефективності використання матеріалів та роботі конструкції необхідно впроваджувати нові типи конструкції.

В подальшому ми розглянемо різні конструкції стінки нервюри, як ті що широко використовуються в сучасних алюмінієвих літаках та ті що є новими для цивільних літаків.

### **Стінки нервюри з поперечними та повздовжніми підкріплювальними елементами**

Підкріплюючі елементи (ребра) служать для розбиття стінки нервюри на менші елементи для збільшення критичної сили втрати стійкості. На рис. 1.1 показана типова конструкція нервюри сучасного пасажирського авіалайнера. [10]

Розміщення ребер в повздовжньому чи поперечному напрямі не впливає на критичну силу втрати стійкості від дії зсуву, тому що служать для розділення

стінки на менші клітини. Так як напруження стискання з'являються не лише в стінці а й у ребрах, то небезпека втрати стійкості з'являється й у ребрах. [10]

Підкріплення ребрами може бути корисним лише тоді коли критичні напруження втрати стійкості ребра більші ніж напруження втрати стійкості стінки з ребрами. [10]

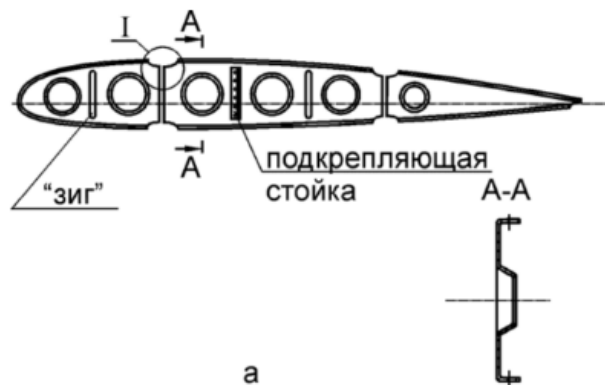


Рис. 1.1. Типова конструкція нервюри з поперечними ребрами

Порівняємо коефіцієнти жорсткості стінок з повздовжніми та поперечними ребрами.

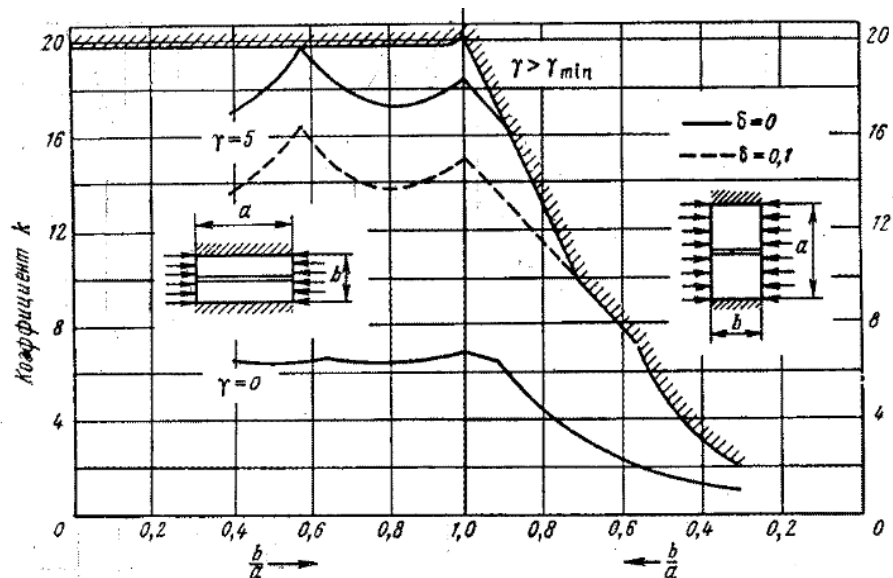


Рис. 1.1. Графік залежності коефіцієнта жорсткості стінки від співвідношення сторін стінки при дії стиснення для поздовжніх ребер. Де  $\delta$  співвідношення площі ребра та стінки,  $\gamma$  – співвідношення жорсткості ребра та стінки. [10]



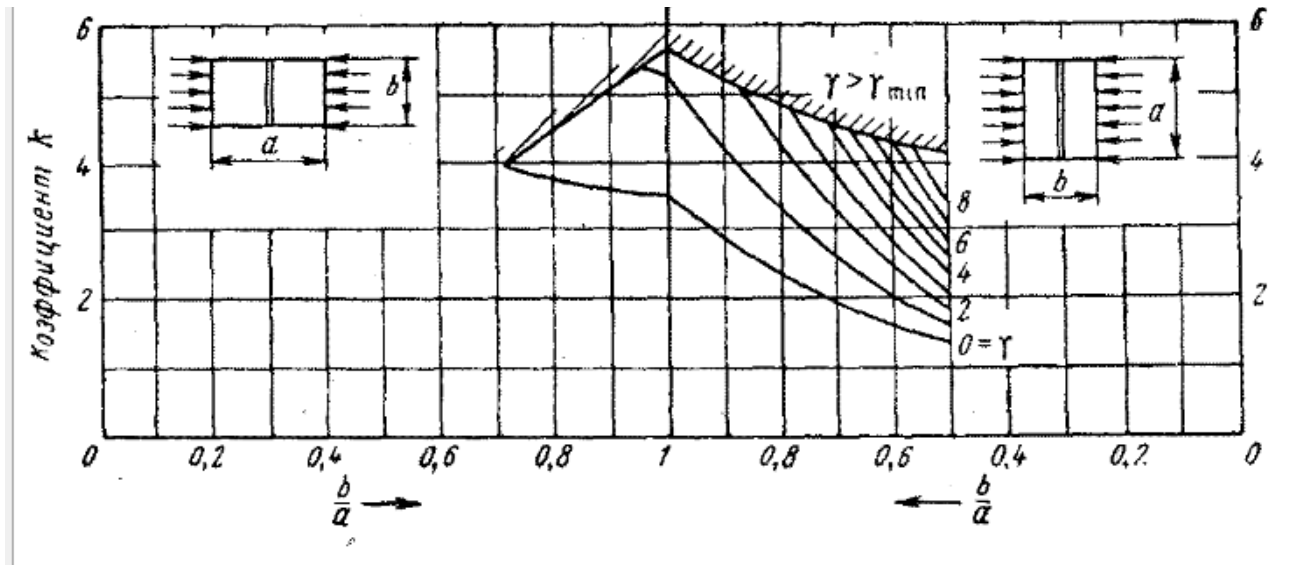


Рис. 1.2. Графік залежності коефіцієнта жорсткості стінки від співвідношення сторін стінки при дії стиснення для поперечних ребер. Де  $b$  співвідношення площі ребра та стінки,  $\gamma$  – співвідношення жорсткості ребра та стінки. [10]

З рисунків 1.2 та 1.3 видно що для співвідношення сторін стінки 1 коефіцієнти жорсткості при повздовжніх ребрах більше ніж при поперечних . Тому можна зробити висновок що ребра краще розміщувати вздовж дії стискаючої сили.

Але повздовжні ребра можуть виконувати роль стопера тріщини та резервувати пояси нервюри при їх руйнуванні.

### Нервюра з гофрованою (синусоїдальною) стінкою

Прикладом використання синусоїдальної стінки є нервюра крила літака другого покоління McDonnell Douglas AV-8B Harrier II.

Композитна конструкція широко використовувалася в крилі AV-8B як одне з технологічних удосконалень для підвищення експлуатаційної ефективності цього літака. На додаток до зменшення конструктивної ваги використання

композиційних матеріалів дозволило розширити оптимізацію аеродинамічної форми для підвищення продуктивності. [4]

При проектування крила було прийнято рішення використовувати монолітні графітово-епоксидні панелі крила, що, в свою чергу, призвело до використання поліуретанової конструкції нервюр. Була обрана конфігурація з восьми лонжеронів. Це розташування має відсіки шириною приблизно вісім дюймів на кріпленні фюзеляжу крила, що є розумною шириною для панелей обшивки і все ще забезпечує достатньо місця для компонентів паливної системи. [4]

Було встановлено, що синусоїдальна конфігурація стінки нервюри ідеально підходить для крила AV-8B, оскільки композитні полотна можна зробити дуже тонкими, при цьому синусоїдальна форма запобігає вигинам, і потребує лише одного ряду кріплень. [4]

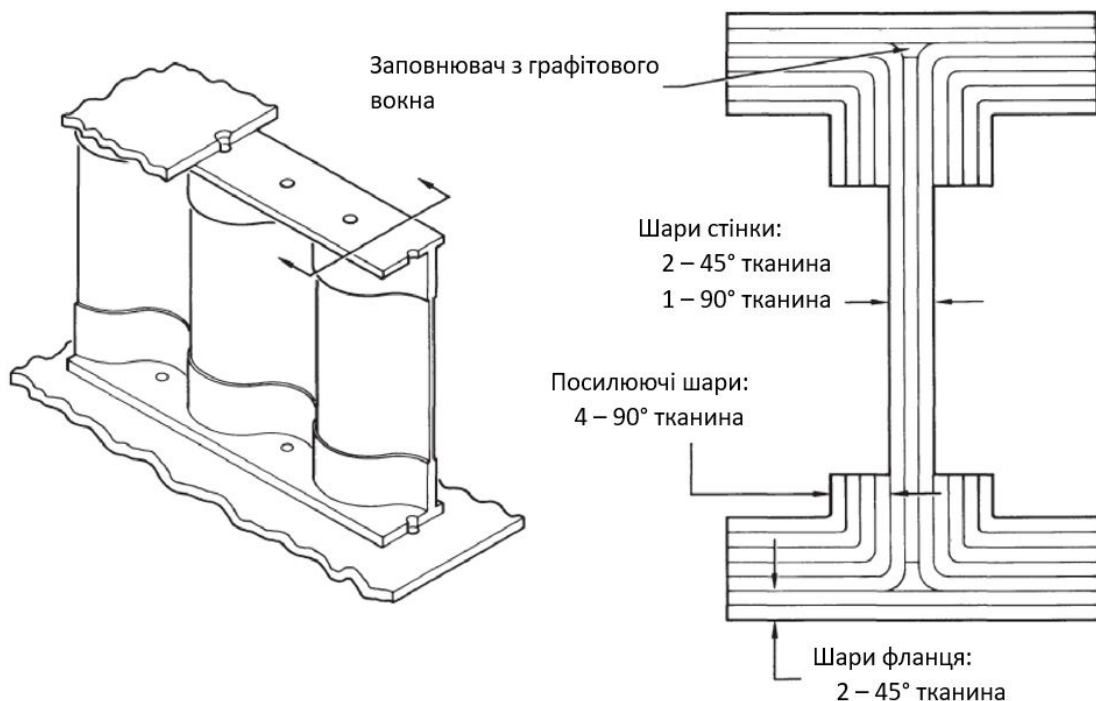


Рис. 1.3. Типова конструкція синусоїдальної стінки нервюри

Типовий поперечний переріз стінки нервюри показаний на рис. 1.1.1. Плотна лонжеронів мають три шари; два графітових полотна з волокнами, орієнтованими на  $45^\circ$  для передачі зсувних навантажень, і один односпрямований графітовий шар посередині для забезпечення вертикальної жорсткості для сприйняття аеродинамічних навантажень та дії навантаження від ваги палива. Фланці формують з двох шарів тканинні орієнтованих під кутом  $45^\circ$ . Додаткові арматурні шари, як правило, чотири чи п'ять з кожного боку полотна, використовуються для перенесення навантаження від полотна до кріпильних елементів через фланець. Це тканинні шари, орієнтовані під  $90^\circ$ . Збірка завершується шарами, які зв'язують дві половини на кришках. [4]

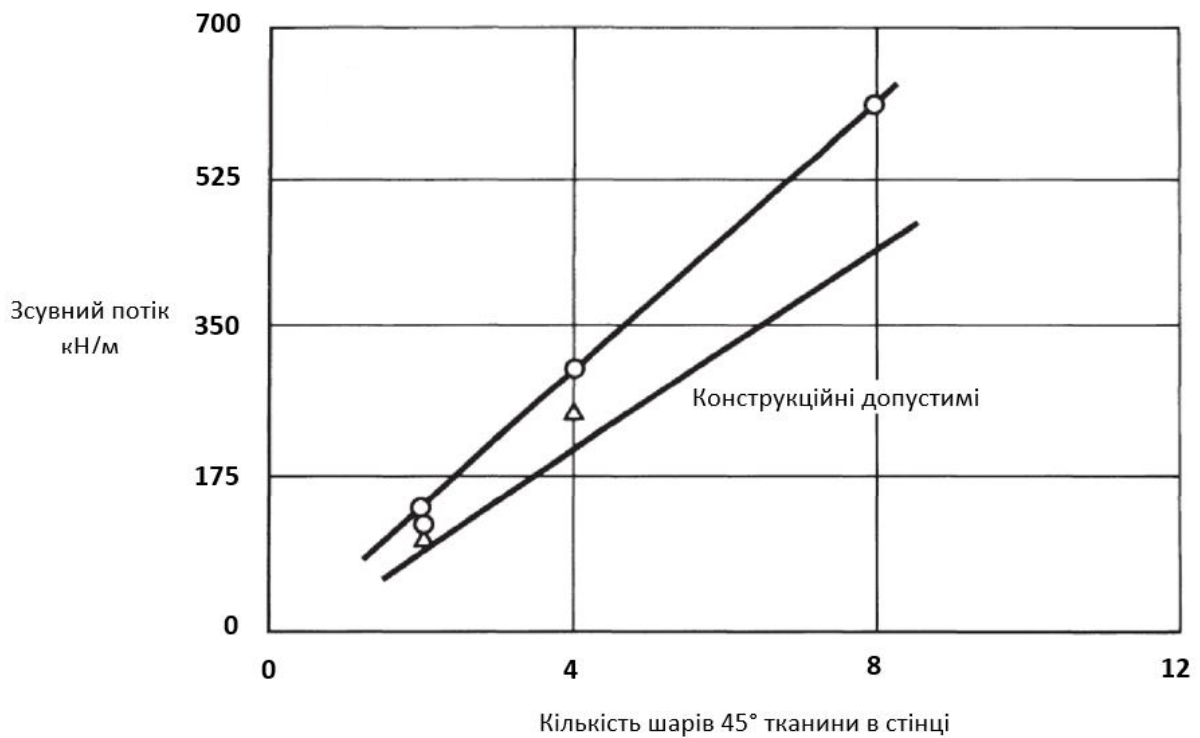


Рис. 1.4. Допустимі навантаження на зсув

Допустимі норми конструкції синусоїдальної стінки нервюри, показані на рис. 1.5, дозволяють визначити кількість  $45^\circ$  шарів, необхідну для даного

зсувного навантаження. Це експериментальні криві, отримані на основі багатьох випробувань. [4]

Було виготовлено та випробувано три конфігурації стінки, показані на рис. 1.6. Перша конфігурація, складена з дотичних дуг, мала один дюймовий інтервал з 3/16 дюймовими кріпленнями за допомогою гайок у формі кутових пластин. Дотичні дуги є недоліком тому, що відповідні металеві матриці важко роз'єднуються. Для усунення цієї проблеми дотичні дуги у конфігурації стінки було замінено на частини синусоїди. [4]

Інтервал кріплення також було змінено з 1.0 на 1.5 дюйма. Збільшений інтервал дозволив замінити гайки у формі кутових пластин на гайки у формі прямокутних пластин. Використання кріплень прямокутної форми стало можливим, оскільки структура графіту/епоксидної смоли не є критичною для втоми. Конфігурація стінки у вигляді частин синусоїди дозволила зменшити відстань між кріпленнями. Прямокутної форми пластинчасті гайки з двома виступами були використані на більшості випробуваних виробів. [4]

Однак синусоїдальна форма стінки також представляла проблему в тому, що одна частина хвилі недостатньо вигнута, щоб забезпечити потрібну жорсткість поперечного перерізу при згині. До того ж така форма стінки не дозволяла щільно вкладати гайки у її вигини. Довжина краю стінки також надмірна. [4]

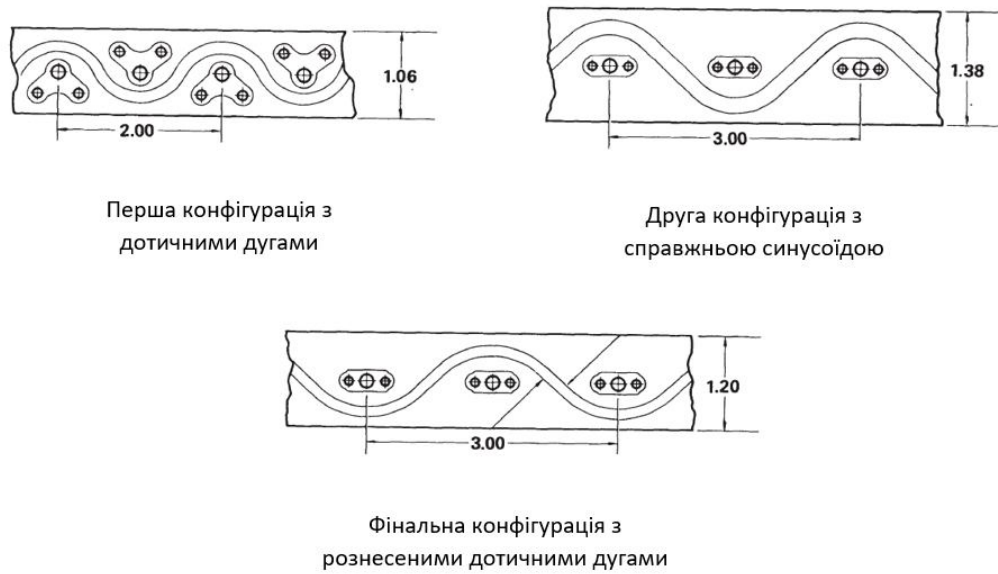


Рис. 1.6. Конфігурації синусоїдальних стінок

Остаточна зміна була внесена до конфігурації хвилі з дугами, не дотичними, а розділеними невеликою прямолінійною ділянкою. Критична сила втрати стійкості для цієї конфігурації показана на рис. 1.7. [4]

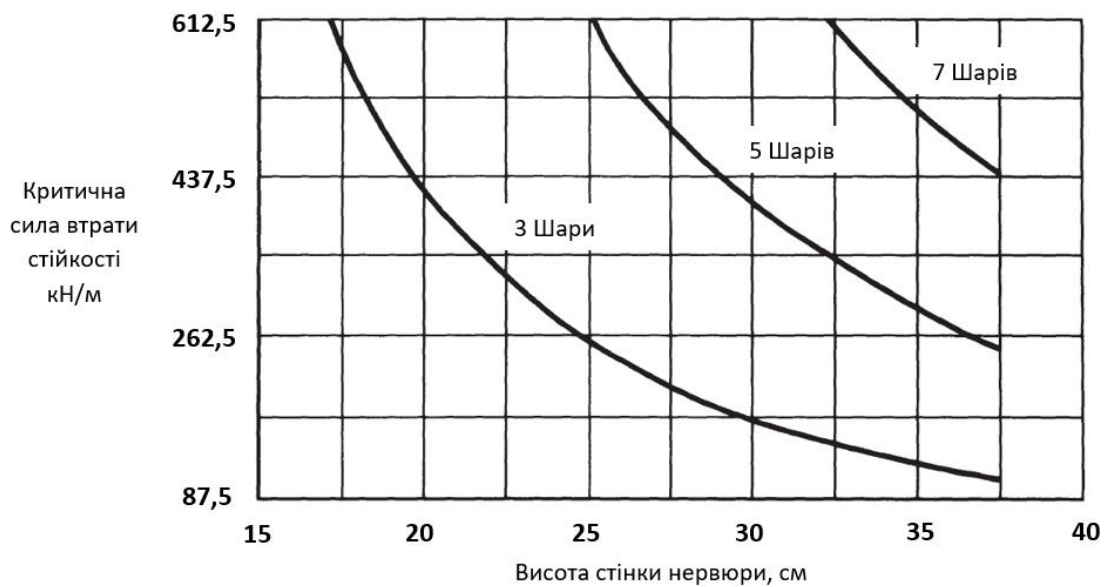


Рис. 1.7. Критична сила втрати стійкості

Випробуванням експериментальних зразків доведено, що нервюри з синусоїдальними стінками добре працюють на зсув і мають достатню стійкість при невеликій кількості шарів композиту. В противагу досить великій міцності синусоїдальні стінки є важкими в виробництві.

### **Тришарові конструкції**

За умовами навантаження в ряді місць конструкції літака потрібне застосування панелей, що мають обшивку товщиною менше 1мм, а часто і не однієї, а двох таких обшивок, що обмежують панель з обох сторін (кінцеві панелі крила і оперення, керма і елеронів, панелі каналу повітрозабірника, перегородки, стулки та інші). У цих випадках застосування стрингерної конструкції панелей, з одного боку, збільшує масу конструкції, оскільки частота установки стрингерів для збільшення місцевих критичних напружень в обшивці обмежена, і тому не дозволяє повністю використати переваги тонкого матеріалу, а з іншого боку, необхідність приєднання другої обшивки значно ускладнює процес виготовлення панелей. У таких випадках застосовують тришарові конструкції, що складаються з однієї або двох обшивок і розташованого між ними заповнювача. [5]

Тришарові конструкції можна класифікувати по ряду ознак і властивостей:

- за структурою перетину: симетричні і несиметричні;
- за ступенем заповнення обсягу між несучими шарами заповнювача: суцільні «пористі», дискретні стільникові, гофрові;
- за типом конструкції: панелі, балки, стінки, оболонки;
- за формою в плані: прямокутні, трапецієподібні, круглі;
- по товщині: сталі та змінні;

- за матеріалом несучих шарів і заповнювача: металеві, неметалеві, в тому числі, композиційні та комбіновані;
- за технологією з'єднання несучих шарів з заповнювачем: клейові, паяні, зварні.

Прагнення конструкторів використовувати тришарові конструкції обумовлюється тим, що в будь-якому поперечному перерізі зігнутої балки нормальні напруження відсутні в точках нейтральної лінії розташованої в середній частині перерізу і збільшуються при віддаленні від неї досягаючи максимально значення у зовнішніх шарах. Отже, в повній мірі працюють тільки крайні волокна перетину. [5]

Розглянемо більш докладно кожен з структур заповнювача.

Стільникові заповнювачі:

Стільникові заповнювачі можна охарактеризувати як регулярні структури, набрані з трубчастих елементів, що мають наскрізний канал між обшивками. Осі трубчасті елементи спрямовані по нормалі або під кутом до обшивки. [5]

Стільникові заповнювачі найбільш вигідні за співвідношенням міцності, жорсткості і ваги, але складні у виготовленні і дорогі. Тому вони використовуються переважно в аерокосмічній галузі, де їх вартість швидко окупається зниженням експлуатаційних витрат. Стільникові структури зазвичай виготовляються з фольги, прогумованого паперу або пластику у формі шестигранних осередків, хоча можливі й інші варіанти. [5]

Ми розглянемо лише гексагональний стільниковий заповнювач бо він є найбільш розповсюдженим в авіабудуванні.

Гексагональний стільниковий заповнювач:

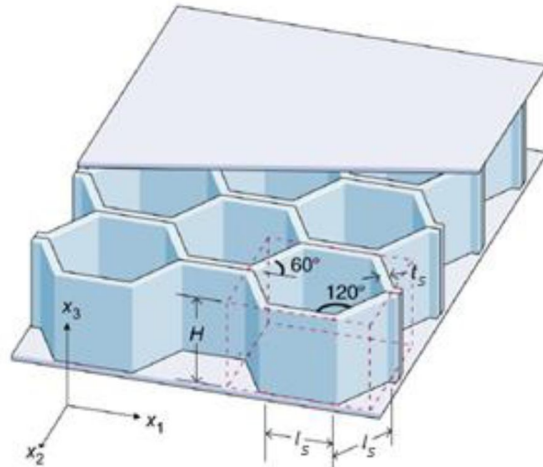


Рис. 1.8. Гексагональний стільниковий заповнювач

У більшості випадків використовують стільники гексагональної форми. Вони забезпечують високу питому міцність і найбільш технологічні у виготовленні. [5]

Дані заповнювачі являють собою шестикутні стільники, що мають шість однакових граней з кутом  $\theta = 120^\circ$ , висотою стінок  $h$ , і шириною  $l_s$  (рис. 1.8) [5]

Критична сила втрати стійкості залежить від товщини заповнювача. Як видно на рис. 1.9 чим товще заповнювач тим більше сила втрати стійкості. Також чим більше товщина заповнювача тим більше його міцність (див. рис. 1.10).



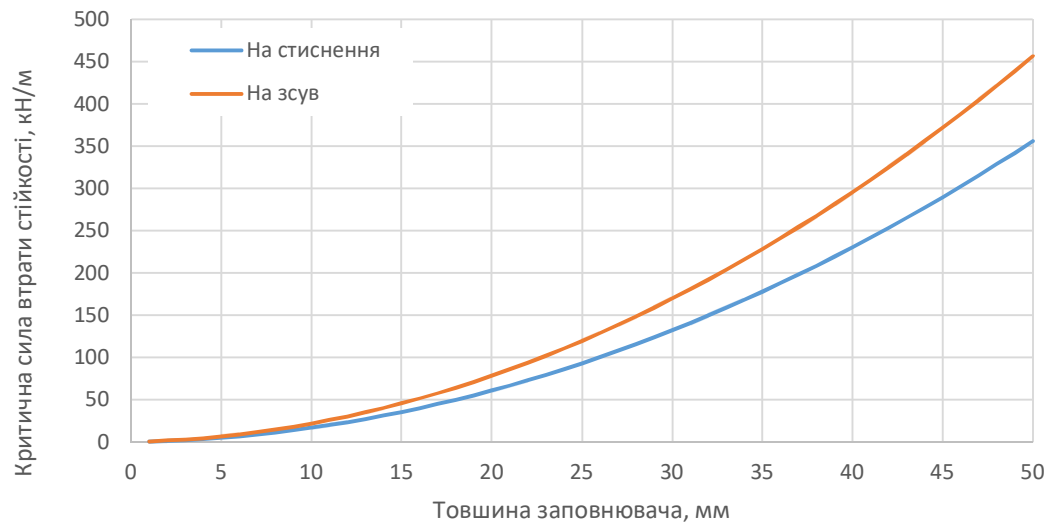


Рис. 1.9. Критична сила втрати стійкості стінки нервюри з сотовим заповнювачем

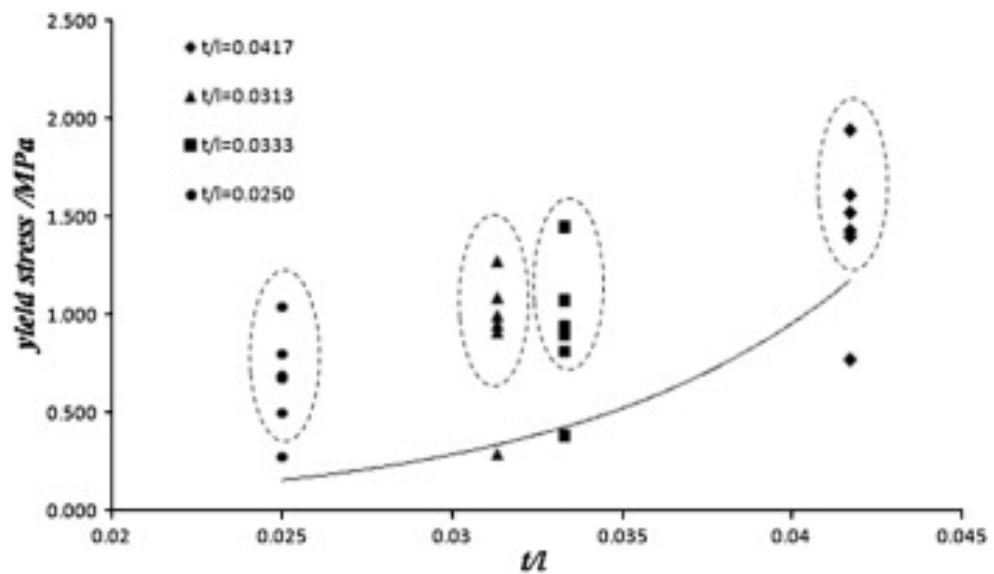


Рис. 1.10. Залежність між границею текучості та відотною товщиною заповнювача.

## Правила створення пакетів моношарів

Для ідентифікації будь-якого моношару в пакеті моношарів застосовують код орієнтації шарів, який визначає: [1]

- кут нахилу моношару до базової осі пакета моношарів X;
- число моношарів, що мають заданий кут нахилу;
- точний порядок розташування моношарів.

Кожен моношар позначається числом, що показує орієнтацію моношару в градусах між напрямком його волокон і віссю X. На рис. 1.11 представлена стандартна орієнтація моношарів  $0^\circ$ ,  $+45^\circ$ ,  $-45^\circ$  і  $90^\circ$ . [1]

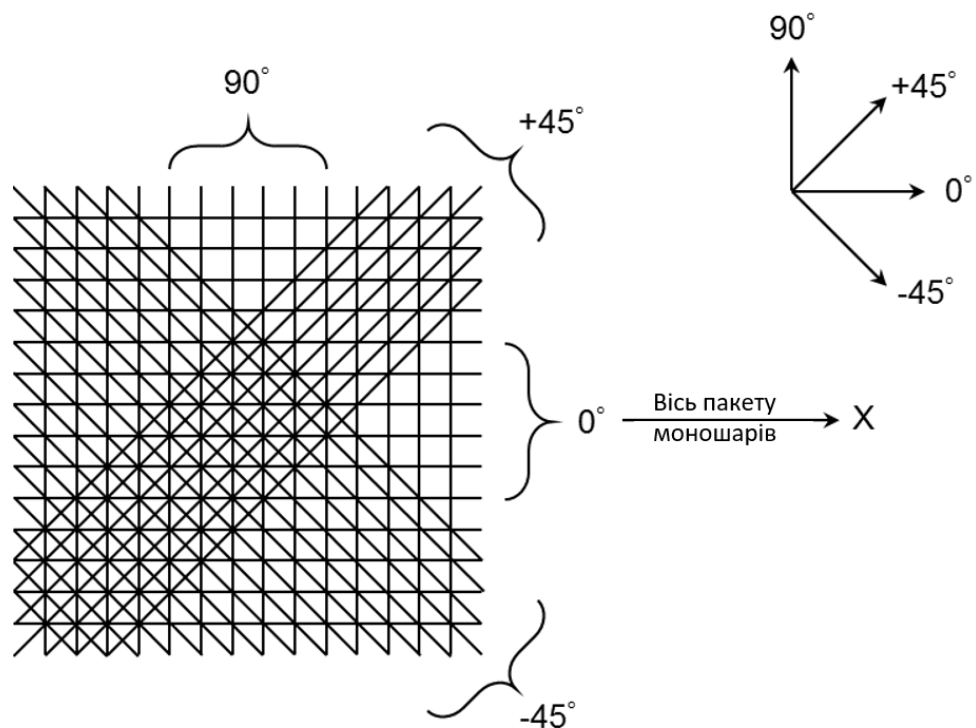


Рис. 1.11. Орієнтація моношарів пакету

Сусідні моношари поділяються косою лінією, якщо їх кути нахилу різні. Моношари записуються послідовно від передньої поверхні одного моношару до іншого з застосуванням дужок. [1]

Якщо сусідні моношари мають один і той же, але протилежний за знаком кут, застосовуються відповідні знаки «+» або «-». Додатними вважаються кути, відраховані проти годинниково стрілки. [1]

$45^\circ, -45^\circ, 30^\circ, -30^\circ, 0^\circ$	позначається, як	$[\pm 45/\pm 30/0]_T$
$45^\circ, 45^\circ, -45^\circ, -45^\circ, 0^\circ$	позначається, як	$[\pm(45)_2/0]_T$
$45^\circ, -45^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ$	позначається, як	$[(\pm 45)_2/0]_T$
$45^\circ, -45^\circ, -45^\circ, 45^\circ, 0^\circ$	позначається, як	$[\pm(\pm 45)/0]_T$

#### Симетричні пакети моношарів

Для симетричних пакетів з парним числом моношарів позначення моношарів починають проводити з верхньої поверхні пакета до площини симетрії. [1]

$90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 45^\circ, 45^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ$  позначається, як  $[90/0_2/45]_S$

В даній роботі розглядаються лише симетричні пакети. [1]

#### Правила створення пакетів моношарів.

Властивості майбутнього виробу з композиційних матеріалів формуються на етапах проектування форми, оснащення і шаруватої структури композиту.

#### Правило А. Необхідно зменшувати вплив несиметричного укладання: [9]

Симетричне укладання - містить однакову кількість шарів на рівній відстані вище і нижче середньої площини (див. рис. 1.12 випадок А, де Варіант 2 є найкращим, оскільки він симетричний). [9]

Збалансоване укладання - містить рівну кількість шарів взаємно зворотної орієнтації, при цьому напрямок викладки шару вимірюється щодо основного напрямку дії навантаження (як правило, паралельно структурним елементам, тобто ребрам жорсткості, стрингерам, шпангоутам і таке інше). У збалансованому укладанні дорівнюють нулю коефіцієнт деформації, розтягуючі і зсувні напруження. [9]

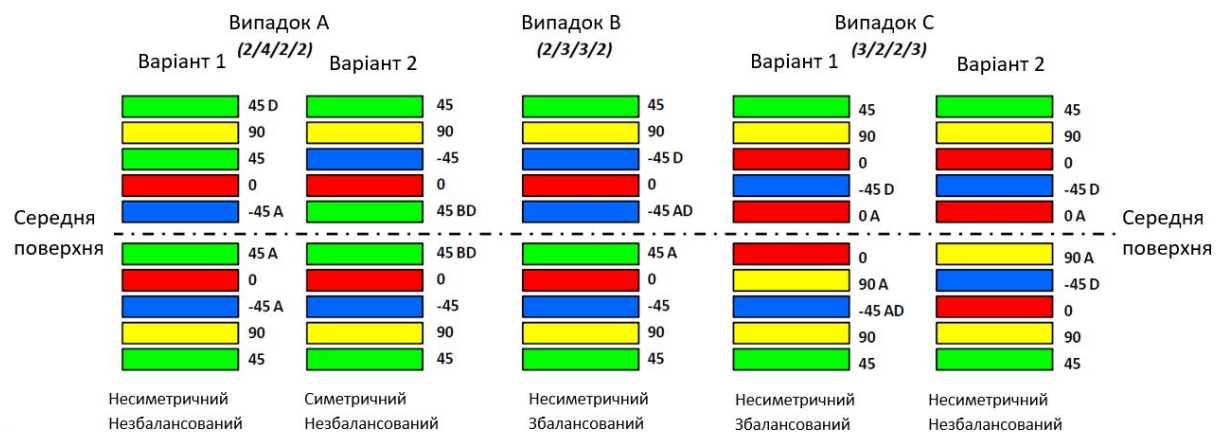


Рис. 1.11. Ілюстрація Правил А

Рекомендується уникати незбалансованих укладок, змінюючи, якщо це можливо, напрямок викладки шарів, так як це показано на рис. 1.12 випадок В, в якому укладання має фактично той же набір шарів, як і в випадку А, але з рівною кількістю різноспрямованих шарів (+45 і -45 ). В даному випадку довелося порушити симетрією укладання, оскільки інакше виникає непарна кількість шарів напрямків +45 і -44. [9]

Ефект від несиметричної викладки зводиться до мінімуму за рахунок розміщення несиметричних шарів якомога ближче до середньої площини. Якщо в укладанні існує непарна кількість шарів з орієнтацією 0 або 90, то треба розмістити ці шари якомога ближче до середньої площини (див. Випадок С, де переважає варіант 2). [9]

Правило В. Необхідно зменшувати кількість згрупованих шарів, викладених в одному напрямку: [9]

Шари волокон з різною орієнтацій повинні чергуватися по всьому перетину ламінату. [9]

Гранична кількість послідовних односпрямованих шарів в напрямку Х (вздовж напрямку основного навантаження) не повинно перевищувати чотирьох (4), як показано на рис. 1.12. Підсумкова товщина згрупованих шарів не повинна перевищувати 0,76 мм. [9]

Ця вимога застосовується для мінімізації розтріскування композитної матриці. Обмеження за кількістю перпендикулярних шарів в зоні вільного краю застосовується для мінімізації проблем з розшаруванням ламінату. [9]

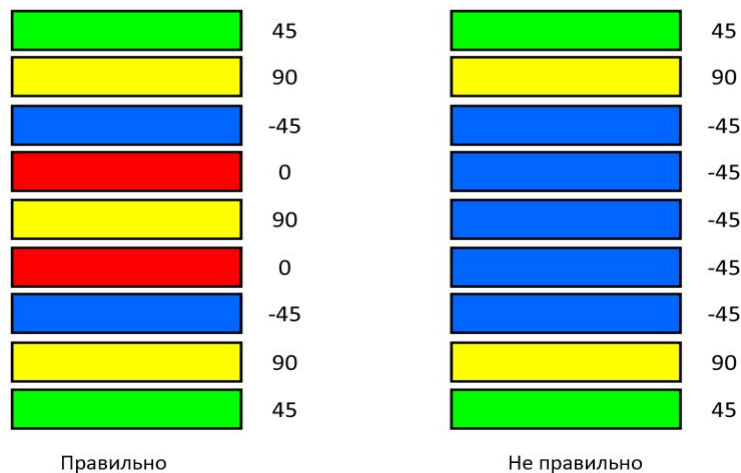


Рис. 1.12. Ілюстрація Правила В

Правило С. Необхідно розділяти шари напрямків  $0^\circ$  і  $90^\circ$  проміжними шарами з кутовою орієнтацією волокон: [9]

Необхідно розділяти групи односпрямованих шарів з орієнтацією  $0^\circ$  і  $90^\circ$ , хоча б одним шаром з орієнтацією  $\pm 45^\circ$ . Послідовності, такі як (... $0^\circ 2/90^\circ$ ...) або (... $+45^\circ 2/-45^\circ 1$ ...) не бажані див. рис. 1.11.1 [9].

Прийнятними є послідовності (... $0^\circ 2/45^\circ/90^\circ 1$ ...) (... $+45^\circ 2/90^\circ/45^\circ 1$ ...) (... $0^\circ/90^\circ$ ...) або (... $+45^\circ/-45^\circ$ ...). Також прийнятним є послідовне чергування в укладанні шарів  $+45^\circ / -45^\circ$ . [9]

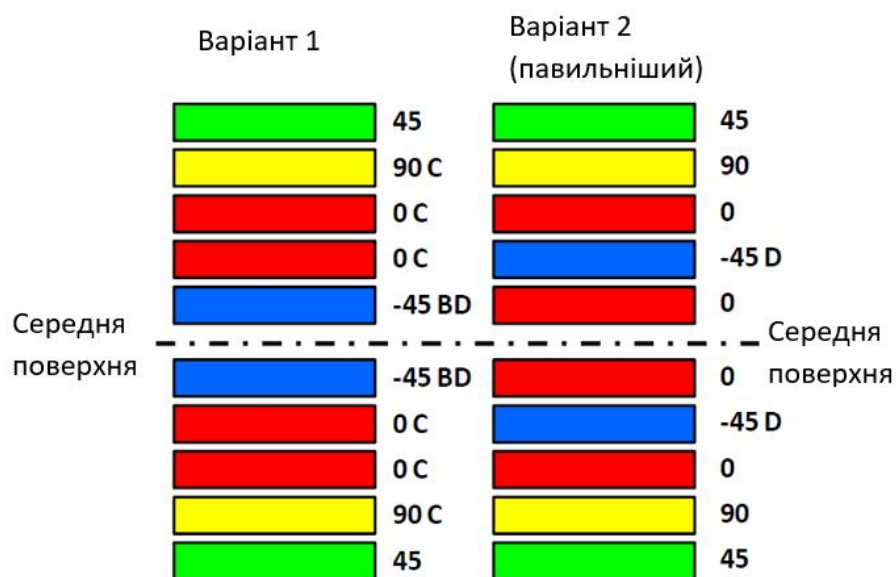


Рис. 1.13. Ілюстрація Правила С

Це правило для зведення до мінімуму ефекту розшарування односпрямованих шарів матеріалу, орієнтованих під напрямком  $90^\circ$  один до одного. [9]

Правило D. Необхідно чергувати шари з кутовою орієнтацією для односпрямованих матеріалів: [9]

Виконання цього правила дозволяє сформувати однорідну укладку, в якій мінімізована більшість небажаних властивостей композитів, включаючи проблеми з розшаруванням кромок. [9]

Визначаючи, який з кутових шарів повинен бути використаний в кожному конкретному випадку, необхідно користуватися правилом "баланс важливіше симетрії" Іншими словами, якщо загальна кількість шарів з кутовою орієнтацією (скажімо, +/- 45) в укладанні може ділитися на 4, то схема чергування кутових шарів до серединної площини повинна бути повторена в укладанні після неї (див. рис. 1.14 випадок А). [9]

Якщо загальна кількість шарів з кутовою орієнтацією не ділиться на 4, то шари будуть частково протилежної спрямованості по обидві сторони від середньої площини (див. рис. 1.14 Випадок В). В цьому випадку ефект від асиметрії буде зведений до мінімуму (див. Також правило А). [9]

Це правило не застосовується для тканинних матеріалів. [9]

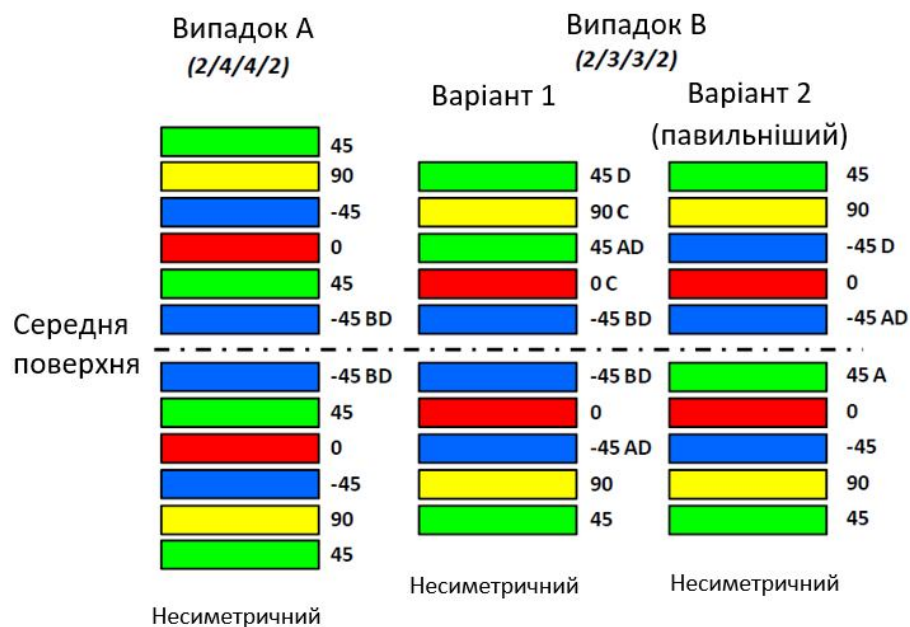


Рис. 1.14. Ілюстрація Правила D

Оскільки не існує способу оптимізації для кожного окремого типу укладання, то кращим рішенням є зниження кількості послідовних односпрямованих шарів і забезпечення якомога більш однорідної послідовності укладання. [9]

Правило Е. Необхідно зменшувати вплив відшаровувачих напружень на вільних краях [9].

Треба розміщувати шари нетканого матеріалу орієнтованих під 90 градусів в середній площині укладання перпендікулярно до вільного краю виробу. [9]

У наведеному прикладі, основний напрямок навантаження 0. Таким чином, розміщення в середній площині двох шарів, орієнтованих під 90 градусів (див. рис. 1.15 Варіант 1) призведе до високих відшаровуючих напружень між шарами 90 і прилеглих до нього 0. Це збільшить ймовірність розшарування по краях виробу. [9]

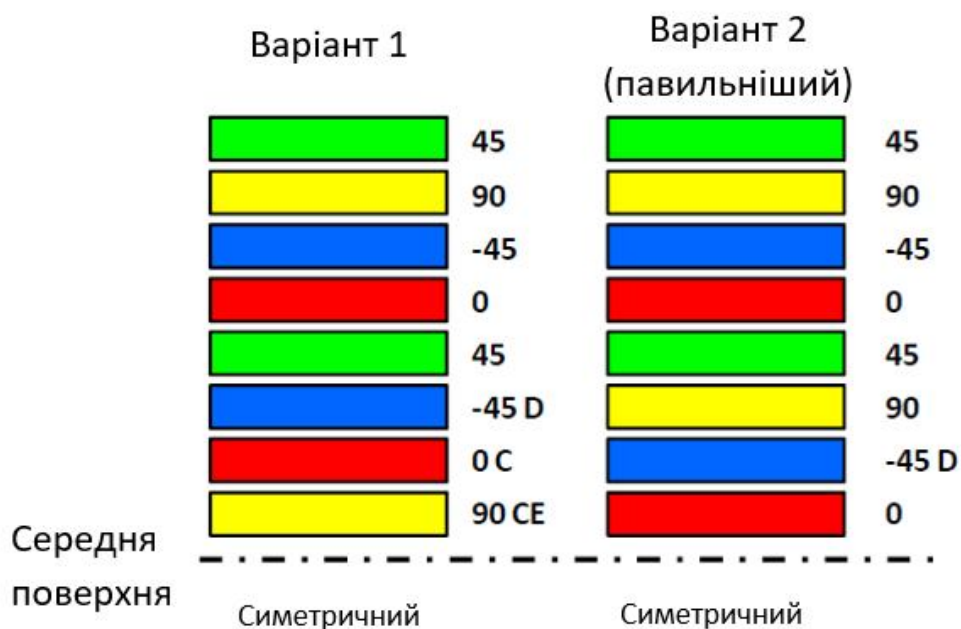


Рис. 1.16. Ілюстрація Правила Е



Виконання цієї вимоги мінімізує проблеми з розшаруванням укладання. [9]

Правило F. Необхідно відділяти односпрямовані асиметричні шари, ортогональні до напрямку дії навантаження, від шарів, орієнтованих вздовж напрямку дії навантаження: [9]

Будь-який односпрямований асиметричний шар, ортогональний до основного напрямку дії навантаження повинен розміщуватися якомога ближче до середньої площини, будучи відділений від собі подібних іншими шарами, викладеними під кутом до основного напрямку дії навантаження. Якщо зона викладки має вільні краї то такий шар не повинен розташовуватися в середній площині ламінату (див. Правило E). Це правило фактично обмежує вимоги правила A (розташовувати несиметричні шари поблизу середньої площини, щоб мінімізувати наслідки асиметрії), а також правила C (розділяти шари 0 і 90 шарами з кутової орієнтації). [9]

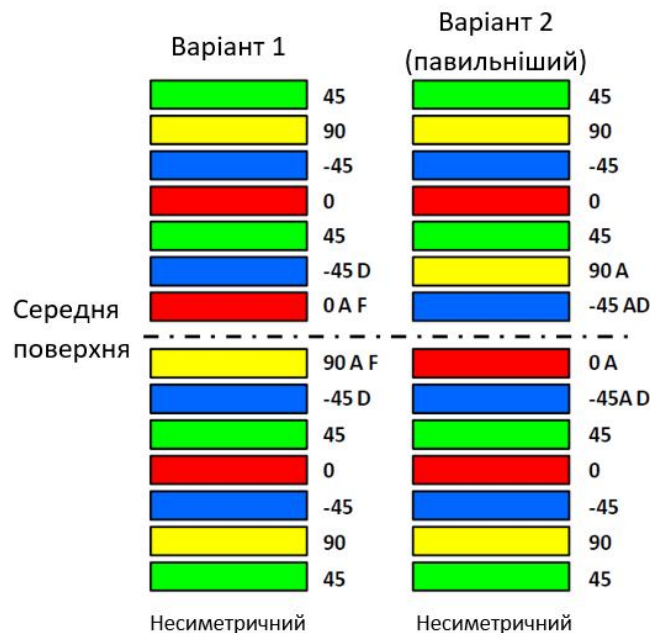


Рис. 1.17. Ілюстрація Правила F

Припустимо, в наведеному нижче прикладі, 0 - основний напрямок дії навантаження і зона не має вільних країв. У варіанті 1 (рис. 1.17), шари 0 і 90 в середній площині порушують правило F. Варіант 2 (рис. 1.17) збільшує асиметрію в укладанні, але може бути кращим, якщо виявиться, що більш важливо відокремити 0 і 90, і залишити асиметрію. Такий варіант може більше підходити для укладання, яке має значну товщину. [9]

Правило G. Необхідно зменшувати кількість внутрішніх кромк. [9]

При формуванні границі зон треба звести до мінімуму кількість внутрішніх кромк в укладанні. [9]

Необхідно розширювати локальні зони і об'єднувати шари з однотипною укладанням уникаючи при цьому перестиковок однотипних укладок в сусідніх зонах (див. рис. 1.18). [9]

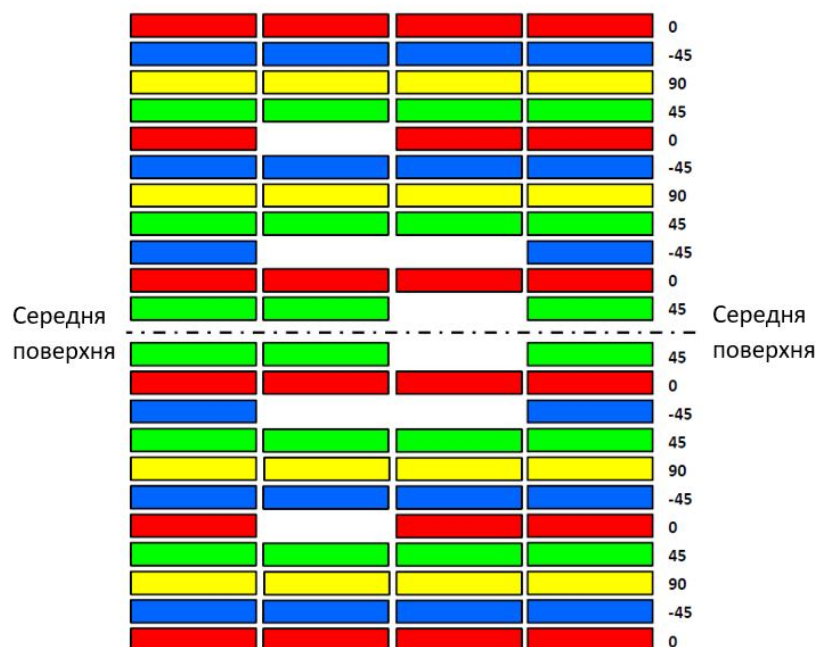


Рис. 1.18. Ілюстрація Правила G

Правило Н. Необхідно забезпечувати певне кількісне співвідношення шарів в укладанні: [9]

Треба використовувати укладку, яка містить не менше ніж по 10% кожної з чотирьох стандартних орієнтацій шарів:  $0^\circ$ ,  $+45^\circ$ ,  $-45^\circ$  і  $90^\circ$ . Якщо на вимогу виробництва або з міркувань жорсткості конструкції є необхідність використовувати шари з орієнтаціями, відмінними від чотирьох стандартних, то укладання повинне містити не менше ніж по 10% від чотирьох окремих напрямків, з максимальним кутом між орієнтацією меншим або рівним  $45^\circ$ . Деякі деталі, як наприклад, такі що передбачають застосування болтових з'єднань, можуть мати більш суворі вимоги до вмісту мінімальної кількості шарів певної кутової орієнтації. [9]

Використання в укладанні як мінімум чотирьох різноорієнтованих шарів матеріалу виключає варіанти, при яких для композитної матриці переважають режими роботи в напрямках без волокон. Такі режими роботи матриці небажані, оскільки, як правило, є нелінійними і забезпечують недостатню міцність конструкції. [9]

Правило І. Необхідно враховувати напрямки головних напружень в зовнішній шарі ламінату: [9]

Розміщуйте односпрямовані шари з волокнами, орієнтованими вздовж основного напрямку навантаження (Зазвичай шари  $0^\circ$ ), так, щоб було як мінімум три шари між ними і зовнішньою поверхнею ламінату. Для укладання, в якому використовується чотири стандартних орієнтації шарів, і яке працює на стиск або розтяг під дією навантаження в напрямку  $0^\circ$ , послідовність  $(+45^\circ/90^\circ/-45^\circ)$  слід

використовувати для трьох зовнішніх шарів ламінату. Для укладок, які працюють в основному на зсув, слід розміщувати поблизу поверхні шари  $+45^\circ$  і  $-45^\circ$ . [9]

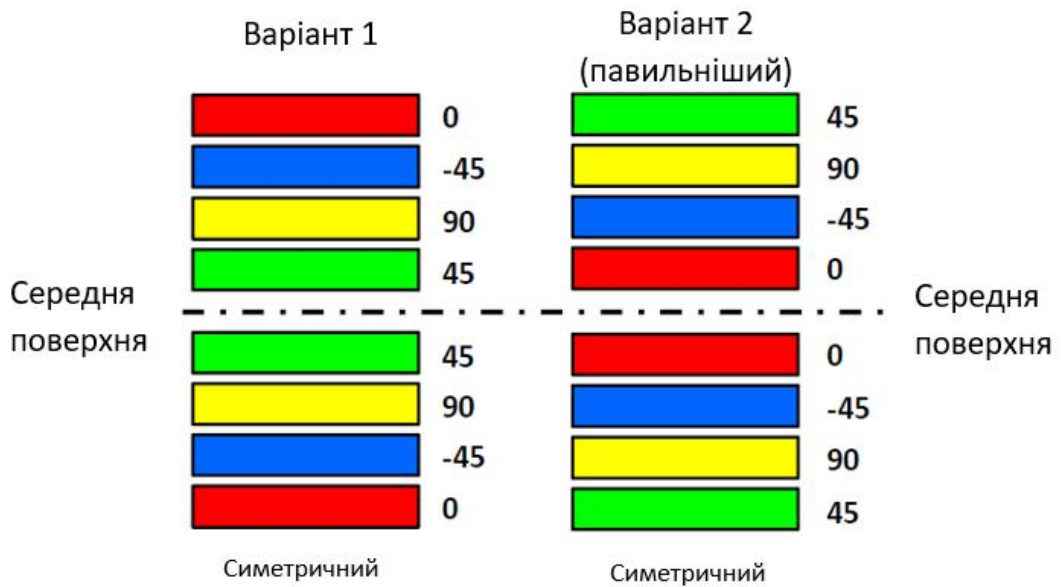


Рис. 1.19. Ілюстрація Правила I

#### Правило J. З'єднання ламінатів з різним укладанням [9]

Надмірні невідповідності властивостей сусідніх укладок, спільно спечених або скріплених між собою, можуть привести до проблем з розшаруванням. [9]

Таким чином слідуючи усім вищезазначеним правилам створена деталь з композиційного матеріалу будемати закладені в неї на стадії проектування характеристики міцності, стійкості та жорсткості.

Також реальна деталь не буде схильна до розслайування моношарів пакету, короблення після виробництва та розтріскування матриці.

### Створення бібліотеки пакетів моношарів, виходячи з правил

Виходячи з правил наведених вище створимо бібліотеку пакетів моношарів. Див. Табл. 1.1.

Для спрощення виконання розрахунків обмежмо максимальну кількість шарів, максимальна кількість шарів у пакеті 20. У наведеній нижче бібліотеці пакетів немає прив'язки до матеріалу моношару, тільки до орієнтації моношару відносно системи координат пакету. Для зручності сприйняття зобразимо бібліотеку у вигляді таблиці.

Табл. 1.1 – Бібліотека пакетів моношарів з кутом укладання  $\varphi^\circ$

Назва	Код пакету	Назва	Код пакету
S24	$[\pm\varphi/X_3/-\varphi/X_2/\varphi/X]_s$	S37	$[\pm\varphi/X/\pm\varphi/X/\pm\varphi/X_2]_s$
S25	$[\varphi/X/-\varphi/X/-\varphi/X_2/-\varphi/\varphi_2]_s$	S38	$[\varphi/X/-\varphi_3/\varphi_3/X/-\varphi]_s$
S26	$[\varphi/X_2/-\varphi_3/X_2/\varphi_2]_s$	S39	$[\pm(\pm\varphi)/X_3/\pm\varphi/X]_s$
S27	$[\varphi/X/-\varphi/-\varphi/X_3/\varphi_2/-\varphi]_s$	S40	$[\pm\varphi/-\varphi/X/\varphi/X/(\pm\varphi)_2]_s$
S28	$[\varphi/X/-\varphi/X/-\varphi/X/-\varphi/\varphi_2/X]_s$	S41	$[\pm\varphi/X/\pm\varphi/-\varphi_2/X/\varphi_2]_s$
S29	$[\pm\varphi/X_2/-\varphi/X/\varphi/X_3]_s$	S42	$[\pm\varphi/X/(\pm\varphi)_2/X/\pm\varphi]_s$
S30	$[\varphi/X/-\varphi_2/X_2/\pm\varphi/\varphi/X]_s$	S43	$[\pm\varphi/-\varphi/X/\varphi_2/-\varphi/X_3]_s$
S31	$[\varphi/X/-\varphi/X/-\varphi_2/\varphi_2/-\varphi/\varphi]_s$	S44	$[\pm(\pm\varphi)/X_2/\pm(\pm\varphi)]_s$
S32	$[\varphi/X/-\varphi_2/X/\pm\varphi/X_2/\varphi]_s$	S45	$[\pm(\pm\varphi)/X/\pm(\pm\varphi)/X]_s$
S33	$[\pm\varphi/X/-\varphi/X/\varphi/X/\pm\varphi/X]_s$	S46	$[\pm(\pm\varphi)/\pm\varphi/X/\varphi/X/-\varphi]_s$
S34	$[\pm\varphi/X_2/(\pm\varphi)_3]_s$	S47	$[\pm(\pm\varphi)/-\varphi_2/\varphi_2/X_2]_s$
S35	$[\pm\varphi/X/\pm\varphi/X_2/-\varphi/X/\varphi]_s$	S48	$[\pm(\pm\varphi)_2/X_2]_s$
S36	$[\pm\varphi/X/-\varphi/X/\varphi_2/-\varphi_2/\varphi]_s$		

Де:  $\varphi$  – моношари з кутом укладення  $30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ .

X – моношари з кутом укладення  $(0^\circ, 90^\circ)$ .

В розрахунках далі ми будемо використовувати певні комбінації кутів укладення але порядок укладання та намотування шарів буде таким як приведений в таблиці 4.1

Для аналізу стінки нервюри з заповнювачем ми будемо використовувати наступний пакет моношарів:

$$[X/0/-X/0_2/-X_2/0/X_2/H]_s$$

Де:  $X$  – кут укладення моношарів ( $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$ ).

$H$  – шар заповнювача, в нашому випадку стільниковий заповнювач.

Як було зазначено вище пакети в бібліотеці не мають прив'язки до матеріалу, надалі ми будемо аналізувати кожен з наведених в бібліотеці пакет моношарів на міцність, жорсткість та стійкість та шукати найоптимальніший варіант.

## Розділ 2. Аналітичний метод розрахунку міцності, жорсткості та стійкості стінки нервюри

### Залежність напружень та деформацій від кута повороту моношару

Для плоского напруженого стану при повороті осей на кут  $\varphi$  залежність діючих напружень в системах координат моношару і пакета моношарів має вигляд. [1]

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2 \cdot s \cdot c \\ s^2 & c^2 & 2 \cdot s \cdot c \\ s \cdot c & -s \cdot c & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.1)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2 \cdot s \cdot c \\ s^2 & c^2 & -2 \cdot s \cdot c \\ -s \cdot c & s \cdot c & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.2)$$

де  $c = \cos\varphi$ ;  $s = \sin\varphi$

$\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$  – напруження, діючі на моношар,

$\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$  - напруження, діючі на пакет моношарів.

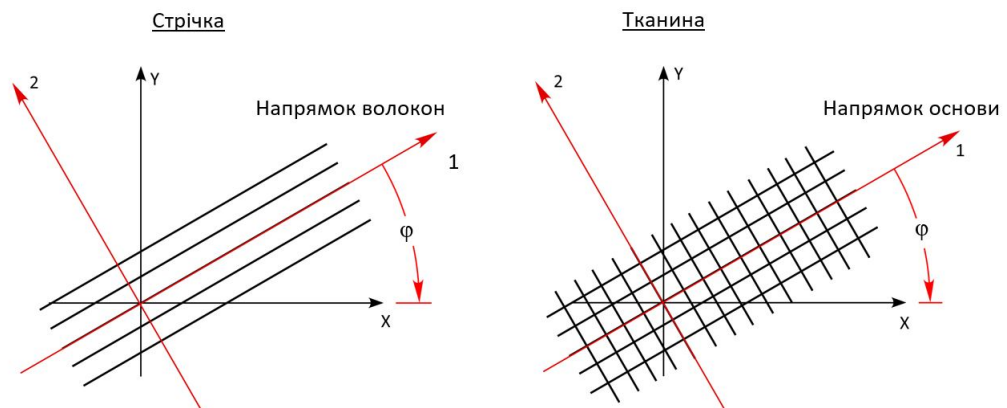


Рис. 2.1. Поворот на кут  $\varphi$  тканини та стрічки

Моношар, повернений на кут  $\varphi$ , по відношенню до системи координат пакета моношарів. [1]

Залежність деформацій в системах координат моношару і пакета моношарів має вигляд. [1]

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -s \cdot c \\ s^2 & c^2 & s \cdot c \\ 2 \cdot s \cdot c & -2 \cdot s \cdot c & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.3)$$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & s \cdot c \\ s^2 & c^2 & -s \cdot c \\ -2 \cdot s \cdot c & 2 \cdot s \cdot c & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.4)$$

Де:  $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \gamma_{12}$  - деформації моношару,

$\varepsilon_x, \varepsilon_y, \gamma_{xy}$  - деформації пакету моношарів.

Кожен індивідуальний шар (моношар) складається з односпрямованих волокон, що визначають напрямок шару, і матриці, що забезпечує нормальну і трансверсально жорсткість шару. Такий моношар є ортотропними, оскільки володіє двома взаємними осями симетрії. Його характерною особливістю є те, що нормальні напруження, що діють уздовж осей ортотропії, не викликають деформацій зсуву, а дотичні напруження - подовжень. Закон Гука, що описує співвідношення напруга-деформація, для односпрямованого моношару при плоскому напружено-деформований стан має вигляд: [1]



$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11}^0 & C_{12}^0 & 0 \\ C_{12}^0 & C_{22}^0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{66}^0 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.4)$$

Де:  $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$  - напруження, що діють на моношар;

$\varepsilon_1, \varepsilon_2, \gamma_{12}$  деформації моношару;

$C_{kl}^0$  - коефіцієнти матриці жорсткості моношару, які визначаються:

$$\begin{aligned} C_{11}^0 &= \frac{E_1}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}}; & C_{12}^0 &= \frac{E_1 \cdot \mu_{21}}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}} = \frac{E_2 \cdot \mu_{12}}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}}; \\ C_{22}^0 &= \frac{E_2}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}}; & C_{66}^0 &= G_{12} \end{aligned} \quad (2.5)$$

Де:

$E_1, E_2$  – поздовжній і поперечний модулі пружності моношару;

$G_{12}$  – модуль зсуву моношару;

$\mu_{12}$  – головний коефіцієнт Пуассона;

$\mu_{21}$  – другорядний коефіцієнт Пуассона, який визначається зі співвідношення  
Максвелла:

$$\mu_{12} \cdot E_2 = \mu_{21} \cdot E_1 \quad (2.6)$$

Типові пружні характеристики моношарів вуглестрічки і вуглетканини представлені в Таблиці 2.1: [1]

Табл. 2.1 - Типові пружні характеристики моношарів

Моношар	Модулі пружності ті зсуву, МПа			Коефіцієнти Пуассона	
	$E_1$	$E_2$	$G_{12}$	$\mu_{12}$	$\mu_{21}$
Вуглестрічка	143000	8400	5600	0.36	0.02
Вуглетканина	65000	63000	6500	0.070	0.068

Якщо навантаження моношару відбувається не вздовж осі орієнтації, то він знаходиться в стані пошарового навантаження в складі пакету ПКМ. Тоді закон Гука набуває вигляду: [1]

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11}^{\varphi} & C_{12}^{\varphi} & C_{16}^{\varphi} \\ C_{13}^{\varphi} & C_{22}^{\varphi} & C_{26}^{\varphi} \\ C_{16}^{\varphi} & C_{26}^{\varphi} & C_{66}^{\varphi} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.7)$$

де коефіцієнти матриці жорсткості моношару, повернутого на кут  $\varphi$ :

$$C_{11}^{\varphi} = V_1 + V_2 \cdot \cos 2\varphi + V_3 \cdot \cos 4\varphi \quad (2.9)$$

$$C_{12}^{\varphi} = V_1 - 2 \cdot V_2 - V_3 \cdot \cos 4\varphi \quad (2.10)$$

$$C_{16}^{\varphi} = 0.5 \cdot V_2 \cdot \sin 2\varphi + V_3 \cdot \sin 4\varphi \quad (2.11)$$

$$C_{22}^{\varphi} = V_1 - V_2 \cdot \cos 2\varphi + V_3 \cdot \cos 4\varphi \quad (2.12)$$

$$C_{26}^{\varphi} = 0.5 \cdot V_2 \cdot \sin 2\varphi - V_3 \cdot \sin 4\varphi \quad (2.13)$$

$$C_{66}^{\varphi} = V_4 - V_3 \cdot \cos 4\varphi \quad (2.14)$$

Тут незалежні коефіцієнти  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_3$  і  $V_4$  визначаються:

$$V_1 = (3 \cdot C_{11}^0 + 2 \cdot C_{12}^0 + 3 \cdot C_{22}^0 + 4 \cdot C_{66}^0) / 8 \quad (2.15)$$

$$V_2 = (C_{11}^0 - C_{22}^0) / 2 \quad (2.16);$$

$$V_3 = (C_{11}^0 - 2 \cdot C_{12}^0 + C_{22}^0 - 4 \cdot C_{66}^0) / 8 \quad (2.17)$$

$$V_4 = (C_{11}^0 - 2 \cdot C_{12}^0 + C_{22}^0 + 4 \cdot C_{66}^0) / 8 \quad (2.18)$$

Коефіцієнти  $V_1$  і  $V_4$  характеризують середні жорсткості моношару при розтягуванні і зсуві, а коефіцієнти  $V_2$  і  $V_3$  характеризують ступінь анізотропії матеріалу. [1]

Таким чином, поведінка моношару при плоскому напружено-деформується стані характеризується чотирма незалежними пружними постійними: [1]

Пружні характеристики моношару, повернутого на кут  $\varphi$ :

$$\begin{aligned} E_x &= \frac{\Delta C}{C_{22}^\varphi \cdot C_{66}^\varphi - (C_{26}^\varphi)^2}; & G_{xy} &= \frac{\Delta C}{C_{11}^\varphi \cdot C_{22}^\varphi - (C_{12}^\varphi)^2}; \\ E_y &= \frac{\Delta C}{C_{11}^\varphi \cdot C_{66}^\varphi - (C_{16}^\varphi)^2}; & \mu_{xy} &= \frac{C_{12}^\varphi \cdot C_{66}^\varphi - C_{16}^\varphi \cdot C_{26}^\varphi}{C_{22}^\varphi \cdot C_{66}^\varphi - (C_{26}^\varphi)^2} \end{aligned} \quad (2.19)$$

де  $\Delta C$  - визначник матриці жорсткості

$$\Delta C = \det \begin{bmatrix} C_{11}^\varphi & C_{12}^\varphi & C_{16}^\varphi \\ C_{12}^\varphi & C_{22}^\varphi & C_{26}^\varphi \\ C_{16}^\varphi & C_{26}^\varphi & C_{66}^\varphi \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

**Матриця жорсткості тонкого ламінату.**

Елементами цих матриць є  $(i, j = 1, 2, 6)$ :

$$A_{ij} = \int_{-h_b}^{h_t} C_{ij} dz; \quad (2.21)$$

$$B_{ij} = \int_{-h_b}^{h_t} z C_{ij} dz; \quad (2.22)$$

$$D_{ij} = \int_{-h_b}^{h_t} z^2 C_{ij} dz \quad (2.23)$$

Елементи  $A$ ,  $B$  і  $D$  є матрицями жорсткості ламінату, а  $C$  - матриця жорсткості шару. Оскільки  $C$  постійна для кожного шару, інтеграли у наведених вище рівняннях можна замінити підсумовуванням як впливає ( $i, j = 1, 2, 6$ ): [5]

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^K (C_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \quad (2.24)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^K (C_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (2.25)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^K (C_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3). \quad (2.26)$$

де  $K$  - загальна кількість шарів (або груп шарів) у ламінаті;

$z_k, z_{k-1}$  - відстані від опорної площини до двох поверхонь  $k$ -го шару;

$(C_{ij})_k$  - елементи матриці жорсткості  $k$ -го шару.

З попередніми визначеннями матриць жорсткості вирази для площинних сил та моментів стають: [5]

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.27)$$

Вектори з лівої та правої сторони представляють узагальнені сили та деформації. Далі ми просто називаємо їх силами та деформаціями. [5]

Інвертуючи загальну матрицю жорсткості пакету моношарів, отримаємо деформації та кривизни через сили та моменти в площині: [5]

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{16} & \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{16} \\ \alpha_{12} & \alpha_{22} & \alpha_{26} & \beta_{12} & \beta_{22} & \beta_{26} \\ \alpha_{16} & \alpha_{26} & \alpha_{66} & \beta_{16} & \beta_{26} & \beta_{66} \\ \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{16} & \delta_{11} & \delta_{12} & \delta_{16} \\ \beta_{12} & \beta_{22} & \beta_{26} & \delta_{12} & \delta_{22} & \delta_{26} \\ \beta_{16} & \beta_{26} & \beta_{66} & \delta_{16} & \delta_{26} & \delta_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.28)$$

Елементи матриці  $\alpha$ ,  $\beta$  та  $\delta$  пов'язані з елементами матриці  $A$ ,  $B$  та  $D$ .

$$\begin{bmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{16} & \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{16} \\ \alpha_{12} & \alpha_{22} & \alpha_{26} & \beta_{12} & \beta_{22} & \beta_{26} \\ \alpha_{16} & \alpha_{26} & \alpha_{66} & \beta_{16} & \beta_{26} & \beta_{66} \\ \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{16} & \delta_{11} & \delta_{12} & \delta_{16} \\ \beta_{12} & \beta_{22} & \beta_{26} & \delta_{12} & \delta_{22} & \delta_{26} \\ \beta_{16} & \beta_{26} & \beta_{66} & \delta_{16} & \delta_{26} & \delta_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

Елементи матриц  $A$ ,  $B$  та  $D$  представляють жорсткість ламінату та описують реакцію ламінату на сили та моменти в площині. [5]

$A_{ij}$ - жорсткості в площині, які пов'язують сили в площині  $N_x$ ,  $N_y$ ,  $N_{xy}$  з деформаціями площини  $\epsilon_x^0$ ,  $\epsilon_y^0$ ,  $\gamma_{xy}^0$ .

$D_{ij}$  - жорсткості на вигин, які пов'язують моменти  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_{xy}$  з кривизнами  $k_x$ ,  $k_y$ ,  $k_{xy}$ .

Отже, матриці  $A$ ,  $B$ ,  $D$  не залежать від координатних напрямків. Вводячи елементи матриці  $C$ , задані рівнянням, ми отримуємо такі елементи матриць  $A$ ,  $B$  та  $D$ : [5]

$$\begin{array}{lll}
A_{11} & A_{22} = A_{11} & A_{12} \\
A_{66} = \frac{A_{11} - A_{12}}{2} & A_{16} = 0 & A_{26} = 0 \\
B_{11} & B_{22} = B_{11} & B_{12} \\
B_{66} = \frac{B_{11} - B_{12}}{2} & B_{16} = 0 & B_{26} = 0 \\
D_{11} & D_{22} = D_{11} & D_{12} \\
D_{66} = \frac{D_{11} - D_{12}}{2} & D_{16} = 0 & D_{26} = 0
\end{array}$$

Коли ламінат складається з одного ізотропного шару, ненульові елементи матриць  $A$ ,  $B$  та  $D$  є: [5]

$$\begin{array}{lll}
A_{11} = A_{22} = A^{iso} & A_{12} = \nu A^{iso} & A_{66} = \frac{1 - \nu}{2} A^{iso} \\
D_{11} = D_{22} = D^{iso} & D_{12} = \nu D^{iso} & D_{66} = \frac{1 - \nu}{2} D^{iso}
\end{array}$$

де

$$A^{iso} = \frac{Eh}{1 - \nu^2}; \quad D^{iso} = \frac{Eh^3}{12(1 - \nu^2)} \quad (2.30)$$

де  $E$  - модуль Юнга,

$\nu$  - коефіцієнт Пуассона,

$h$  - товщина.

Попередні жорсткості ідентичні жорсткостям ізотропних пластин. [5]

За перерахованими вище формулами було створено рахунковий файл (див. Додаток 1) в якому реалізовано розрахунок жорсткостних характеристик пакету моношарів та побудову матриці жорсткості пакету моношарів.

### Визначення жорсткостей стінок отриманих намотуванням і викладкою

Основними параметрами, що характеризують пружні властивості при вигині багат шарових ортотропних пластин, є жорсткості згину  $D_{11}$  і  $D_{22}$ , змішані  $D_{12}$  і  $D_{21}$  і зсува  $D_{66}$ . Для визначення жорсткостей розглянемо перетин шаруватої пластини, що складається з кінцевого кількості моношарів, розташованих симетрично щодо серединної поверхні (див. рис. 2.2). [1]

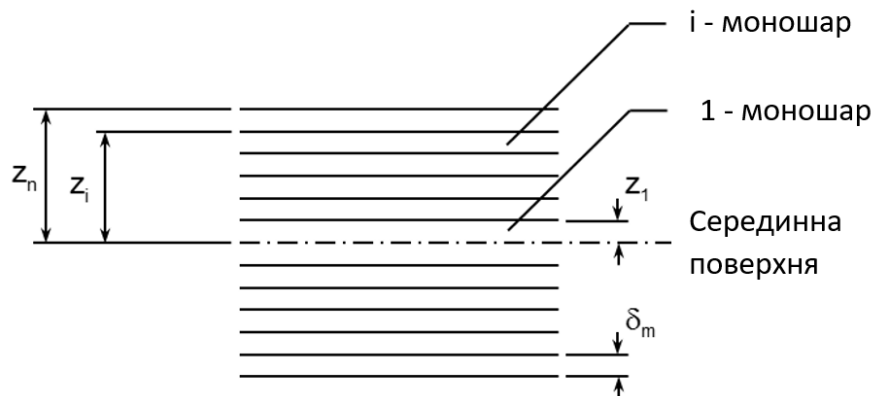


Рис. 2.1. Поперечний перетин пакету моношарів

Координати зовнішньої поверхні	1 - моношару - $z_1$ ,
	2 - моношару - $z_2$ ,
	.....
	i - моношару - $z_i$ ,
	.....
	n - моношару - $z_n$

Властивості всіх шарів будемо вважати однаковими за винятком орієнтації волокон. Якщо розглядати пластину одиничної ширини, то момент інерції щодо серединної поверхні визначиться: [1]

$$I_i = \int_{z_{i-1}}^{z_i} z^2 \cdot dF = \frac{1}{3} \cdot (z_i^3 - z_{i-1}^3) \quad (2.31)$$

В той же час

$$z_i = i \cdot \delta_m \quad (2.32)$$

$$z_{i-1} = (i-1) \cdot \delta_m \quad (2.33)$$

Де:  $i$  – порядковий номер моношару в пакеті, починаючи від серединної поверхні,

$\delta_m$  - товщина моношару.

Тоді

$$I_i = \frac{1}{3} \cdot \delta_m^3 \cdot [i^3 - (i-1)^3] = k_i \cdot \frac{\delta_m^3}{3} \quad (2.34)$$

Де,  $k_i = i^3 - (i-1)^3$  – коефіцієнт, що враховує положення моношару в пакеті.

Значення  $k_i$  для 20-шарової пластини представлені в Табл. 2.1. [1]

Табл. 2.2 - Значення коефіцієнтів, що враховують положення моношару в пакеті

Номер моношару	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$k_i$	1	7	19	37	61	91	127	169	217	271

Очевидно, що чим більше  $k_i$  тим більший момент інерції буде мати моношар. [1]

У загальному випадку:

$$D_{11}^i = I_i \cdot C_{11}^i, \quad D_{12}^i = D_{21}^i = I_i \cdot C_{12}^i, \quad D_{22}^i = I_i \cdot C_{22}^i, \quad D_{66}^i = I_i \cdot C_{66}^i,$$



Де  $C_{ij}^i$  – коефіцієнти матриці жорсткості  $i$ -моношару (Див. Главу 3).

Тоді жорсткості багат шарової ортотропної пластини, що складається з  $2 \cdot n$  моношарів, визначаються: [1]

$$D_{11} = \frac{2}{3} \cdot \delta_m^3 \cdot \sum_{i=1}^n k_i \cdot C_{11}^i \quad (2.35)$$

$$D_{12} = D_{21} = \frac{2}{3} \cdot \delta_m^3 \cdot \sum_{i=1}^n k_i \cdot C_{12}^i \quad (2.36)$$

$$D_{22} = \frac{2}{3} \cdot \delta_m^3 \cdot \sum_{i=1}^n k_i \cdot C_{22}^i \quad (2.37)$$

$$D_{66} = \frac{2}{3} \cdot \delta_m^3 \cdot \sum_{i=1}^n k_i \cdot C_{66}^i \quad (2.38)$$

$$D_3 = D_{12} + 2 \cdot D_{66} \quad (2.39)$$

Якщо розглянути залежності жорсткостей від кутів армування  $\pm\varphi^\circ$ , то можна відзначити, що за характером зміни вони мало чим відрізняються від залежностей відповідних модулів пружності і зсуву (див. рис. 2.2 і рис. 2.4). Для найбільш поширених схем армування  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  і  $90^\circ$  жорсткості багат шарової ортотропної пластини при  $\delta m = \text{const}$  можна записати: [1]

$$D_{11} = \frac{2}{3} \cdot \delta_m^3 \cdot (C_{11}^0 \cdot k^0 + C_{11}^{45} \cdot k^{45} + C_{11}^{90} \cdot k^{90}) \quad (2.40)$$

$$D_{12} = \frac{2}{3} \cdot \delta_m^3 \cdot (C_{12}^0 \cdot k^0 + C_{12}^{45} \cdot k^{45} + C_{12}^{90} \cdot k^{90}) \quad (2.41)$$

$$D_{22} = \frac{2}{3} \cdot \delta_m^3 \cdot (C_{22}^0 \cdot k^0 + C_{22}^{45} \cdot k^{45} + C_{22}^{90} \cdot k^{90}) \quad (2.42)$$

$$D_{66} = \frac{2}{3} \cdot \delta_m^3 \cdot (C_{66}^0 \cdot k^0 + C_{66}^{45} \cdot k^{45} + C_{66}^{90} \cdot k^{90}) \quad (2.43)$$

де

$C_{kl}^0$ ,  $C_{kl}^{45}$ ,  $C_{kl}^{90}$  – коефіцієнти матриці жорсткості, для моношарів під  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  і  $90^\circ$ ;

$k^0 = \sum_{i=1}^n k_i^0$  – сума коефіцієнтів  $k_i$  моношарів під  $0^\circ$ ;

$k^{45} = \sum_{i=1}^n k_i^{45}$  – сума коефіцієнтів  $k_i$  моношарів под  $45^\circ$ ;

$$k^{90} = \sum_{i=1}^n k_i^{90} \quad - \text{сума коефіцієнтів } k_i \text{ моношарів под } 90^\circ.$$

### Визначення жорсткостей синусоїдальної стінки

Вивчення застосування вуглепластика в різних конструкціях стінок лонжеронів, нервюр і діафрагм призвело до висновку, що форма дуг окружності (синусоїдальна хвиля) дозволяє отримати стінку мінімальної маси для слабо і средненагружених елементів конструкції. Синусоїдальна стінка - найбільш ефективна, тому що малі радіуси забезпечують високі допустимі напруження місцевої втрати стійкості.

Будемо вважати, що розглянута пластина складається з  $2 \cdot n$  моношарів однакової товщини  $\delta m$  і розташованих симетрично щодо серединної поверхні. Геометричні параметри пластини представлені на рис. 2.2.

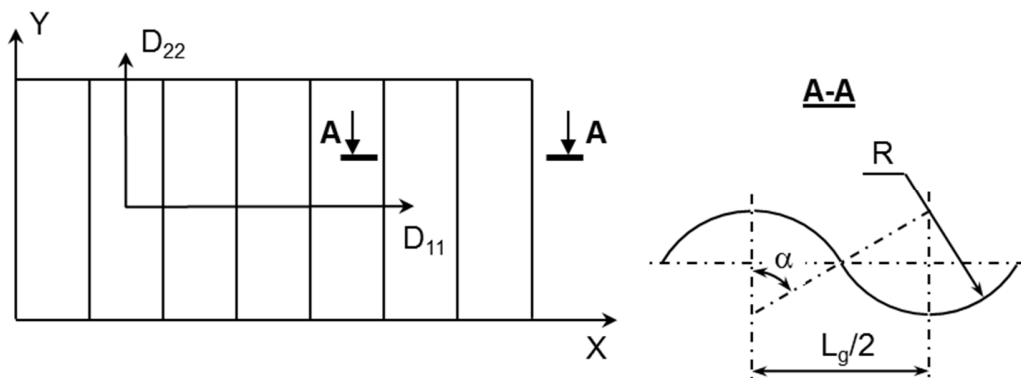


Рис. 2.2. Гофрована шарувата пластина

Крок гофра:

$$L_g = 4 \cdot R \cdot \sin \alpha \quad (2.44)$$

Довжина хвилі гофра:

$$S_g = 4 \cdot R \cdot \alpha \quad (2.45)$$

У загальному випадку момент інерції гофра:

$$I_g = 4 \cdot \int_0^\alpha z^2 \cdot dF = R^3 \cdot s \cdot (2 \cdot \alpha - 3 \cdot \sin 2\alpha + 4 \cdot \alpha \cdot \cos^2 \alpha) \quad (2.46)$$

де  $s = 2 \cdot n \cdot \delta_m$  – товщина пластини при  $\delta_m \ll R$ .

Погонний момент інерції гофру:

$$I^g = \frac{I_g}{L_g} = R^2 \cdot s \cdot \left( \frac{1}{2} - \frac{3}{4} \cdot \frac{\sin 2\alpha}{\alpha} + \cos^2 \alpha \right) \cdot \frac{\alpha}{\sin \alpha} \quad (2.47)$$

Таким чином, жорсткості гофрованої пластини:

$$D_{11}^g = \frac{L_g}{S_g} \cdot D_{11} = \frac{2}{3} \cdot \delta_m \cdot \frac{\sin \alpha}{\alpha} \cdot \sum_{i=1}^n k_i \cdot C_{11}^i; \quad (2.48)$$

$$D_{22}^g = 2 \cdot R^2 \cdot \delta_m \cdot \left( \frac{1}{2} - \frac{3}{4} \cdot \frac{\sin 2\alpha}{\alpha} + \cos^2 \alpha \right) \cdot \frac{\alpha}{\sin \alpha} \cdot \sum_{i=1}^n k_i \cdot C_{22}^i; \quad (2.49)$$

$$D_3^g = \frac{S_g}{L_g} \cdot D_3 = \frac{2}{3} \cdot \delta_m \cdot \frac{\alpha}{\sin \alpha} \cdot \sum_{i=1}^n k_i \cdot (C_{12}^i + 2 \cdot C_{66}^i). \quad (2.50)$$

### Визначення жорсткостей тришарових стінок

Очевидно, що моношари, розташовані поблизу серединної поверхні, чинять найменший вплив на жорсткісні характеристики багат шарової пластини при вигині. Тому більш раціонально використання маложорсткого і легкого заповнювача. Як заповнювач застосовують ребристі конструкції: стільникові, трубчасті, типу гофра і складчасті, або неармовані пінопласти і інші легкі матеріали типу сінпрега. Призначенням заповнювач є забезпечення спільної роботи і стійкості зовнішніх шарів, які, як правило, виконують однаковими по товщині і матеріалу. [4]

В силу малої жорсткості заповнювача розрахунок пластин з заповнювачем (тришарові пластини) доводиться вести з урахуванням деформації поперечного зсуву заповнювача. Власне, в обліку впливу зсуву заповнювача на роботу несучих шарів і полягає головна відмінність розрахунку тришарових пластин від розрахунку пластин без заповнювача. Зазвичай в інженерних розрахунках

нехтують деформаціями в поперечному напрямку заповнювач. Прогини зовнішніх шарів таким чином вважаються однаковими. [4]

Розглянемо перетин тришарової шаруватої пластини з жорстким на зрушення заповнювачем (див. рис. 6.9). [4]

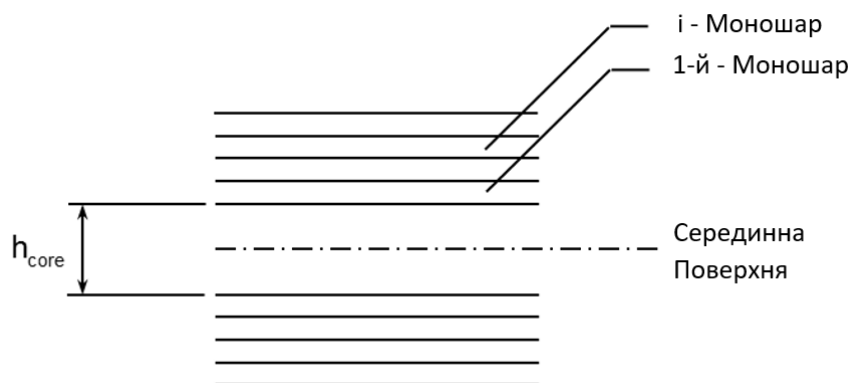


Рис. 2.3. Розріз тришарової панелі

Момент інерції  $i$ -того моношару:

$$I_i = I_{i1} + I_{i2} + I_{i3} \quad (2.51)$$

Де:

$I_{i1} = \frac{k_i \cdot \delta_m^3}{3}$  - момент інерції, що характеризує вплив розташування  $i$ -моношару

щодо серединної поверхні; [4]

$I_{i2} = h_{core}^2 \cdot \delta_m$  - момент інерції, що характеризує вплив товщини заповнювача;

$h_{core}$  – товщина заповнювача; [4]

$I_{i3} = h_{core} \cdot \delta_m^2 \cdot (2 \cdot i - 1)$  - момент інерції, що характеризує взаємний вплив товщини заповнювача і розташування  $i$ -того моношару щодо серединної поверхні. [4]

Так як

$$I_{i1} = f(i^3, \delta_m^3); \quad I_{i2} = f(h_{\text{core}}^2, \delta_m); \quad I_{i3} = f(i, h_{\text{core}}, \delta_m^2), \quad (2.52)$$

То при  $h_{\text{core}} \gg \delta_m$ , найбільш сильний вплив на момент інерції і на пружні характеристики при вигині буде надавати товщина заповнювач (взаємне розташування моношарів відносно один одного буде несуттєвим). Подальше визначення характеристик жорсткості ПКМ буде аналогічним, як і для багат шарових пластин (дивись Главу 2.4). [4]

### **Визначення жорсткостей стінок з поперечними та поздовжніми підкріплювальними елементами**

Для пластини посиленої поставленими ребрами жорсткості в одному напрямі. Якщо ребра розміщені симетрично з обох сторін пластини, то жорсткість визначається за формулою: [10]

$$D_1 = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}, \quad (2.53)$$

$$D_2 = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} + \frac{E'I}{d}, \quad (2.54)$$

$$D_3 = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}, \quad (2.55)$$

де:  $I$  – момент інерції ребра відносно серединної поверхні пластини; [4]

$E'$  - модуль пружності ребра, в розрахунках приймаємо як модуль пружності вуглестрічки в поздовжньому напрямку, бо ребра виготовляють зі стрічки; [4]

$d$  – відстань між ребрами. [4]

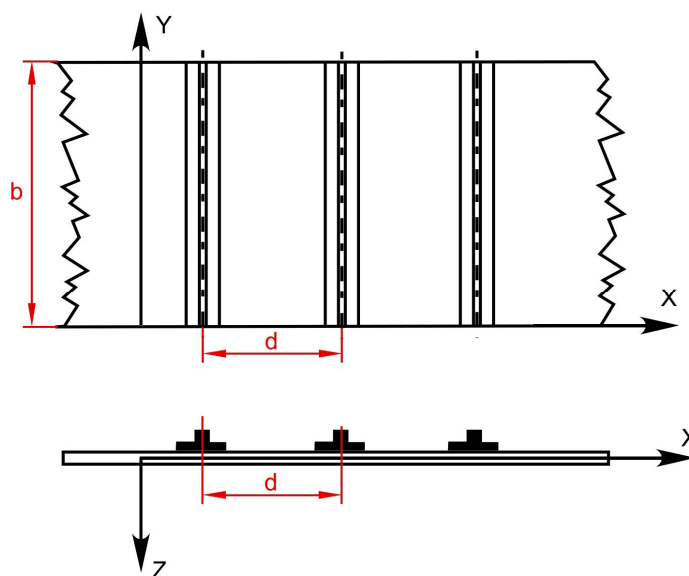


Рис. 2.4. Пластина з ребрами жорсткості

Якщо ребра жорсткості розміщені з одного боку пластини, то момент інерції перетину необхідно визначати відносно лінії, яка проходить через центр ваги перетину, який вже не буде лежати на серединній поверхні пластини. [4]

В розрахунках як ребро приймаємо тавр. Також для спрощення ми використовуємо лише власний момент інерції тавра.

Ми будемо визначати крок ребер та підбирати тавр зі сортаменту для отримання найкращого значення критичної сили втрати стійкості.

### Критерій міцності максимальних напружень

Критерій максимальних напружень є найпростішим критерієм міцності і дозволяє враховувати різні механізми руйнування моношару, хоча і не враховує взаємодії різних компонентів тензора напружень.

$$F_1^{cu} \leq \sigma_1 \leq F_1^{tu}, \quad F_2^{cu} \leq \sigma_2 \leq F_2^{tu}, \quad -F^{su} \leq \tau_{12} \leq F^{su}.$$

Цей критерій використовується при оціночних розрахунках міцності пакету моношарів ПКМ в умовах одноосного напруженого стану. Так при проектуванні поясів лонжеронів і нервюр, які працюють в основному на розтяг-стиск, крім моношарів, орієнтованих уздовж дії прикладеного навантаження, розглядають і моношари, що мають кути армування  $\pm\varphi^\circ$  і  $90^\circ$ . Це, як правило, моношари, які конструктивно входять до стінки лонжеронів і нервюр, а також службові для зменшення напружень зминання в місцях установки кріплення і збільшення поперечної жорсткості пояса. При наявності таких моношарів в конструкції пояса необхідно так підбирати площа поперечного перерізу, щоб напруги в цих моношарах не перевищували напружень, певних з використанням критерію максимальних напружень та відповідних коефіцієнтів, що враховують різні чинники зниження міцності ПКМ.

На рис. 2.6 представлений граничний контур поверхні руйнування вуглестрічки в системі координат нормальних напружень і має характеристики міцності, представлені в Табл. 2.2.

На рис. 2.6 представлений граничний контур поверхні руйнування вуглетканини в системі координат головних напружень і має характеристики міцності, представлені в Табл. 2.2.

Табл. 2.3 - Характеристики міцності моношару

Моношар	Границя міцності, МПа				
	$F_1^{tu}$	$F_1^{cu}$	$F_2^{tu}$	$F_2^{cu}$	$F^{su}$
Вуглестрічка	900	900	22	180	70
Вуглетканина	500	500	500	500	75

Визначення коефіцієнта запасу міцності:

Цей критерій вибирає максимальну компоненту напружень і порівнює її з гранично допустимою. В даному випадку обчислюється коефіцієнт міцності: [2]

$$MS = 1 / \max \left( \frac{\sigma_1}{F_1^{tu}}, \frac{-\sigma_1}{F_1^{cu}}, \frac{\sigma_2}{F_2^{tu}}, \frac{-\sigma_2}{F_2^{cu}}, \frac{\tau_{12}}{F^{su}} \right) - 1 \quad (2.56)$$

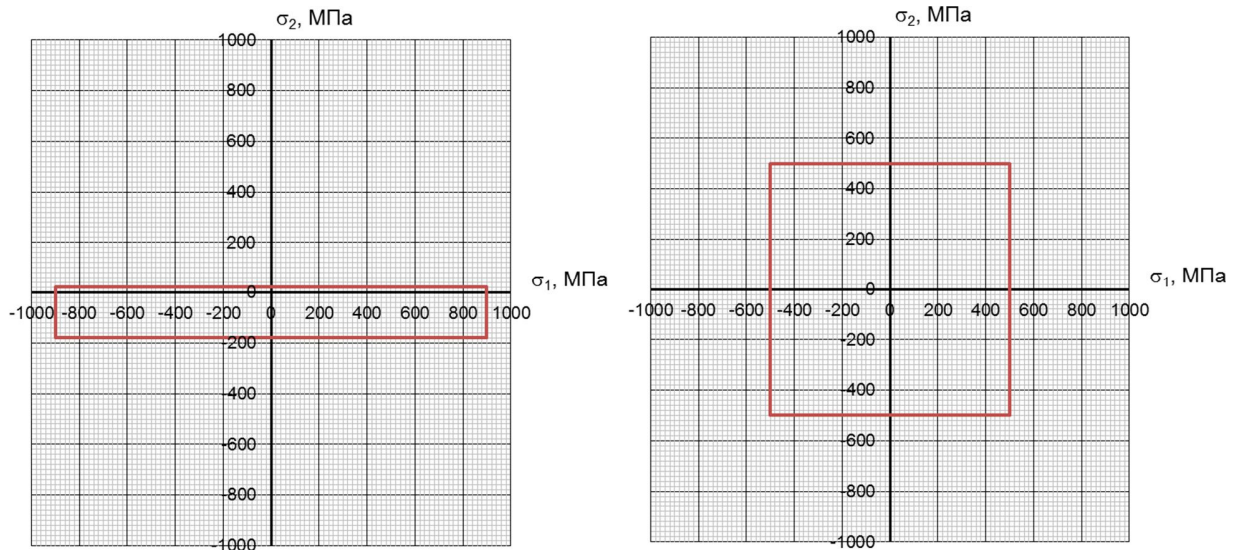


Рис. 2.6. Граничний контур поверхні руйнування вуглестрічки зліва та вуглетканини справа, що відповідає критерію максимальних напружень

### Критерій міцності Мізеса-Хілла-Цая

Теорія енергії формозміни ґрунтується на критерії Мізеса для ізотропних матеріалів, модифікованому Хіллом для анізотропних матеріалів і застосованих до композитам Цаем. Відповідно до цієї теорії, руйнування в монослоє не буде в тому випадку, якщо напруги, що діють в матеріалі, не виходитимуть за поверхню, певну наступним чином:

$$\left( \frac{\sigma_1}{F_1} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_2}{F_2} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{12}}{F^{su}} \right)^2 - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{F_1^2} = 1, \quad (2.57)$$

де,



$$F_1 = F_1^{tu} \text{ при } \sigma_1 > 0, \quad F_2 = F_2^{tu} \text{ при } \sigma_2 > 0,$$

$$F_1 = F_1^{cu} \text{ при } \sigma_1 < 0, \quad F_2 = F_2^{cu} \text{ при } \sigma_2 < 0.$$

Цей критерій дає кусково-гладку граничну поверхню руйнування, утворену з чотирьох в загальному випадку різних еліпсоїдів, і враховує значну взаємодію між  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  і  $\tau_{11}$ . Розглянутий критерій застосовується лише для опису поведінки ПКМ зі слабо вираженою анізотропією властивостей міцності.

На рис. 2.7 представлений граничний контур поверхні руйнування вуглестрічки та вуглетканини в системі координат нормальних напружень і має характеристики міцності, представлені в Табл. 2.2.

Цей критерій визначається за формулою:

$$MS = 1 / \sqrt{\left(\frac{\sigma_1}{F_1^{tu}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{F_2^{tu}}\right)^2 - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{F_1^{tu}} + \left(\frac{\tau_{12}}{F^{su}}\right)^2} - 1 \quad (2.58)$$

Якщо  $\sigma_1$  та  $\sigma_2$  менше 0, то використовувати  $F_1^{cu}$  та  $F_2^{cu}$  відповідно. [2]

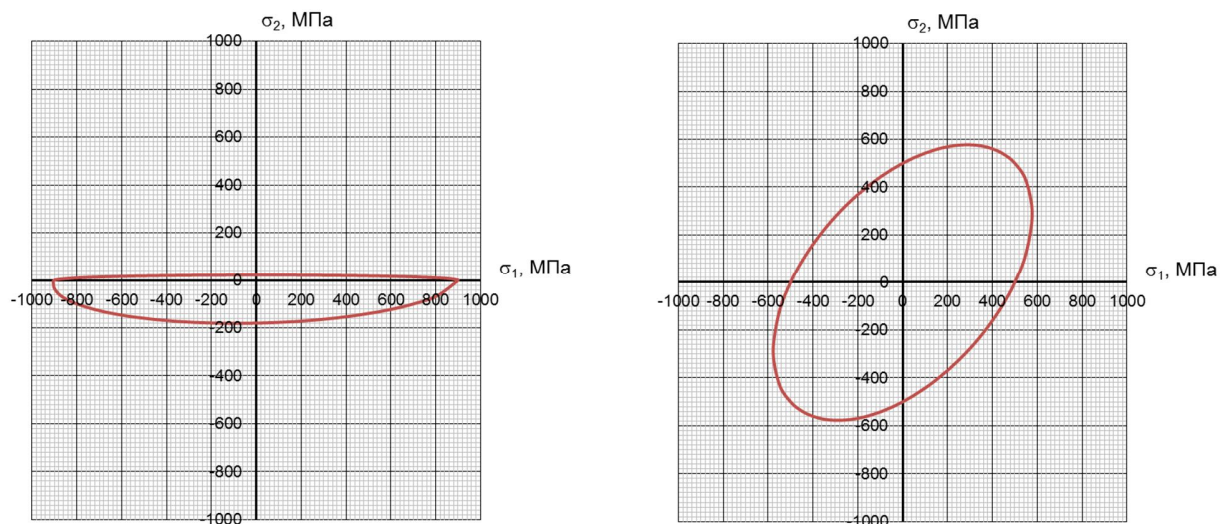


Рис. 2.6. Граничний контур поверхні руйнування вуглестрічки, що відповідає критерію Мізеса-Хілла-Цзя

### Визначення критичних зусиль втрати стійкості стінки при стисканні.

Для ортотропного ламінату з  $D_{16} = D_{26} = 0$  можемо розрахувати критичну силу втрати стійкості при стисканні за допомогою наступної формули: [7]

$$(\lambda_{cr})_{ij} = \frac{\pi^2 \left[ D_{11} \left( \frac{i}{L_x} \right)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left( \frac{i}{L_x} \right)^2 \left( \frac{j}{L_y} \right)^2 + D_{22} \left( \frac{j}{L_y} \right)^4 \right]}{N_{x0} \left( \frac{i}{L_x} \right)^2 + N_{y0} \left( \frac{j}{L_y} \right)^2} \quad (2.59)$$

$(\lambda_{cr})_{ij}$  необхідно розраховувати для різних  $i$  та  $j$ , ( $i, j = 1, 2, \dots$ ). Нас цікавить найменше значення  $(\lambda_{cr})_{ij}$ . [7]

Очевидно, що для просто підтримуваних ортотропних пластин найменше навантаження на вигин відповідає режиму, який має напівхвилю принаймні в одному напрямку. (У цьому напрямку або  $i$ , або  $j$  дорівнює одиниці.) Коли пластина зазнає одновісного стиснення або стиснення в одному напрямку та натягу в іншому напрямку, відбувається вигин з напівхвилю, перпендикулярною до стискаючого навантаження, як показано на рис. 2.7. [7]

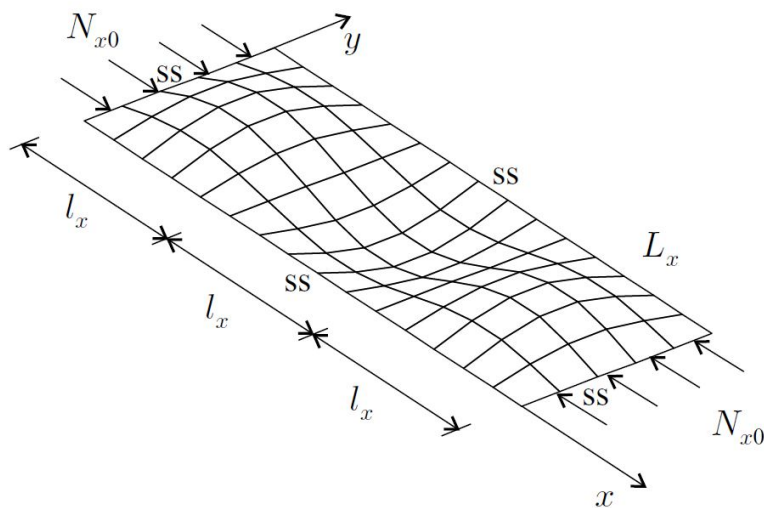


Рис. 2.7. Вигин пластини при втраті стійкості від дії стискаючої сили  $N_{x0}$

Для знаходження критичної сили втрати стійкості при дії лише однієї стискаючої сили в напрямку вісі  $x$ , прийmemo  $N_{y0}$  рівним 0 та спростимо рівняння вище:

$$N_0(\lambda_{cr})_{ij} = \frac{\pi^2 \left[ D_{11} \left( \frac{i}{L_x} \right)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left( \frac{i}{L_x} \right)^2 \left( \frac{j}{L_y} \right)^2 + D_{22} \left( \frac{j}{L_y} \right)^4 \right]}{\left( \frac{i}{L_x} \right)^2 + \left( \frac{j}{L_y} \right)^2} \quad (2.60)$$

Логічно допустити що найменше значення  $N_0(\lambda_{cr})_{ij}$  буде при  $i$  та  $j = 1$  тому знаходження критичної сили втрати стійкості буде за формулою:

$$N_{0x} = \frac{\pi^2}{L_y^2} \left( D_{11} \frac{L_y^2}{l_x^2} + D_{22} \frac{l_x^2}{L_y^2} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \right) \quad (2.61)$$

де:  $l_x = \frac{L_x}{i}$ , для спрощення розрахунків прийmemo  $i = 1$ .

Остаточний вигляд формули:

$$N_{0x} = \frac{\pi^2}{L_y^2} \left( D_{11} \frac{L_y^2}{L_x^2} + D_{22} \frac{L_x^2}{L_y^2} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \right) \quad (2.62)$$

де:  $L_x$  та  $L_y$  – розміри композитної панелі;

$D_{11}, D_{22}, D_{12}$  та  $D_{66}$  – елементи матриці жорсткості пакету моношарів (див. Главу 3). [7]

### Визначення критичних зусиль втрати стійкості стінки при зсуві

Розглянемо розрахунок критичної сили втрати стійкості при дії зсуву.

Розміщення пластини ортотропне та симетричне. Обидва довгі краї або просто підтримуються, або вбудовані (рис. 3.16). Незалежно від того, яким чином підтримуються довгі краї, короткі краї можуть бути просто підкріпленими або вбудованими.

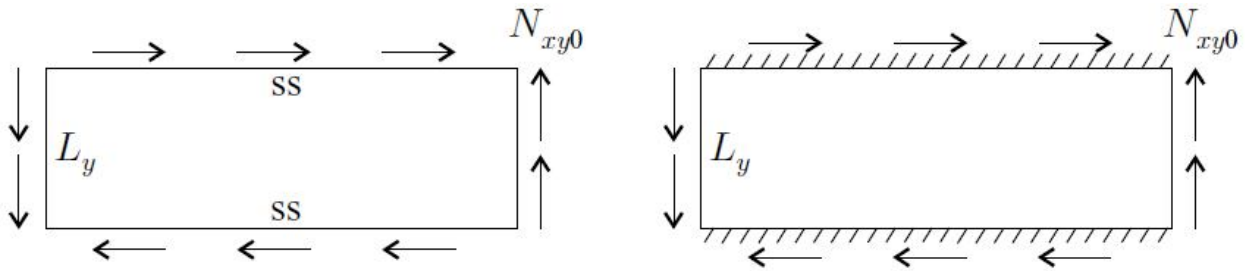


Рис. 2.8. Розрахункова схема

Пластина піддається рівномірному зсувному навантаженню  $N_{xy0}$ . Ми хочемо визначити найнижче значення навантаження  $N_{xy}$ , при якому пластина вигинається.

Сейдель отримав найменші навантаження на вигини для нескінченно довгих пластин. Отримані вирази: [7]

$$N_{xy, cr} = \begin{cases} \frac{4\beta_1}{L_y^2} \sqrt[4]{D_{11} D_{22}^3} & 0 \leq K \leq 1 \\ \frac{4\beta_1}{L_y^2} \sqrt{D_{22} (D_{12} + 2D_{66})} & 1 < K \leq \infty. \end{cases} \quad (2.63)$$

$$\text{де: } K = \frac{2D_{66} + D_{12}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} \quad (2.64)$$

В даному дипломному проекті були розраховані критичні сили втрати стійкості при зсуві для усіх видів конструкцій. [7]



	H6004T																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
	Q1	Q2	Q3	Q4	Q5	Q6	Q7	Q8	Q9	Q10	Q11	Q12	Q13	Q14	Q15	Q16	Q17	Q18	Q19	Q20	Q21	Q22	Q23	Q24	Q25	Q26	Q27	Q28	Q29	Q30	Q31	Q32	Q33	Q34	Q35	Q36	Q37	Q38	Q39	Q40	Q41	Q42	Q43	Q44	Q45	Q46	Q47	Q48	Q49	Q50	Q51	Q52	Q53	Q54	Q55	Q56	Q57	Q58	Q59	Q60	Q61	Q62	Q63	Q64	Q65	Q66	Q67	Q68	Q69	Q70	Q71	Q72	Q73	Q74	Q75	Q76	Q77	Q78	Q79	Q80	Q81	Q82	Q83	Q84	Q85	Q86	Q87	Q88	Q89	Q90	Q91	Q92	Q93	Q94	Q95	Q96	Q97	Q98	Q99	Q100	Q101	Q102	Q103	Q104	Q105	Q106	Q107	Q108	Q109	Q110	Q111	Q112	Q113	Q114	Q115	Q116	Q117	Q118	Q119	Q120	Q121	Q122	Q123	Q124	Q125	Q126	Q127	Q128	Q129	Q130	Q131	Q132	Q133	Q134	Q135	Q136	Q137	Q138	Q139	Q140	Q141	Q142	Q143	Q144	Q145	Q146	Q147	Q148	Q149	Q150	Q151	Q152	Q153	Q154	Q155	Q156	Q157	Q158	Q159	Q160	Q161	Q162	Q163	Q164	Q165	Q166	Q167	Q168	Q169	Q170	Q171	Q172	Q173	Q174	Q175	Q176	Q177	Q178	Q179	Q180	Q181	Q182	Q183	Q184	Q185	Q186	Q187	Q188	Q189	Q190	Q191	Q192	Q193	Q194	Q195	Q196	Q197	Q198	Q199	Q200	Q201	Q202	Q203	Q204	Q205	Q206	Q207	Q208	Q209	Q210	Q211	Q212	Q213	Q214	Q215	Q216	Q217	Q218	Q219	Q220	Q221	Q222	Q223	Q224	Q225	Q226	Q227	Q228	Q229	Q230	Q231	Q232	Q233	Q234	Q235	Q236	Q237	Q238	Q239	Q240	Q241	Q242	Q243	Q244	Q245	Q246	Q247	Q248	Q249	Q250	Q251	Q252	Q253	Q254	Q255	Q256	Q257	Q258	Q259	Q260	Q261	Q262	Q263	Q264	Q265	Q266	Q267	Q268	Q269	Q270	Q271	Q272	Q273	Q274	Q275	Q276	Q277	Q278	Q279	Q280	Q281	Q282	Q283	Q284	Q285	Q286	Q287	Q288	Q289	Q290	Q291	Q292	Q293	Q294	Q295	Q296	Q297	Q298	Q299	Q300	Q301	Q302	Q303	Q304	Q305	Q306	Q307	Q308	Q309	Q310	Q311	Q312	Q313	Q314	Q315	Q316	Q317	Q318	Q319	Q320	Q321	Q322	Q323	Q324	Q325	Q326	Q327	Q328	Q329	Q330	Q331	Q332	Q333	Q334	Q335	Q336	Q337	Q338	Q339	Q340	Q341	Q342	Q343	Q344	Q345	Q346	Q347	Q348	Q349	Q350	Q351	Q352	Q353	Q354	Q355	Q356	Q357	Q358	Q359	Q360	Q361	Q362	Q363	Q364	Q365	Q366	Q367	Q368	Q369	Q370	Q371	Q372	Q373	Q374	Q375	Q376	Q377	Q378	Q379	Q380	Q381	Q382	Q383	Q384	Q385	Q386	Q387	Q388	Q389	Q390	Q391	Q392	Q393	Q394	Q395	Q396	Q397	Q398	Q399	Q400	Q401	Q402	Q403	Q404	Q405	Q406	Q407	Q408	Q409	Q410	Q411	Q412	Q413	Q414	Q415	Q416	Q417	Q418	Q419	Q420	Q421	Q422	Q423	Q424	Q425	Q426	Q427	Q428	Q429	Q430	Q431	Q432	Q433	Q434	Q435	Q436	Q437	Q438	Q439	Q440	Q441	Q442	Q443	Q444	Q445	Q446	Q447	Q448	Q449	Q450	Q451	Q452	Q453	Q454	Q455	Q456	Q457	Q458	Q459	Q460	Q461	Q462	Q463	Q464	Q465	Q466	Q467	Q468	Q469	Q470	Q471	Q472	Q473	Q474	Q475	Q476	Q477	Q478	Q479	Q480	Q481	Q482	Q483	Q484	Q485	Q486	Q487	Q488	Q489	Q490	Q491	Q492	Q493	Q494	Q495	Q496	Q497	Q498	Q499	Q500	Q501	Q502	Q503	Q504	Q505	Q506	Q507	Q508	Q509	Q510	Q511	Q512	Q513	Q514	Q515	Q516	Q517	Q518	Q519	Q520	Q521	Q522	Q523	Q524	Q525	Q526	Q527	Q528	Q529	Q530	Q531	Q532	Q533	Q534	Q535	Q536	Q537	Q538	Q539	Q540	Q541	Q542	Q543	Q544	Q545	Q546	Q547	Q548	Q549	Q550	Q551	Q552	Q553	Q554	Q555	Q556	Q557	Q558	Q559	Q560	Q561	Q562	Q563	Q564	Q565	Q566	Q567	Q568	Q569	Q570	Q571	Q572	Q573	Q574	Q575	Q576	Q577	Q578	Q579	Q580	Q581	Q582	Q583	Q584	Q585	Q586	Q587	Q588	Q589	Q590	Q591	Q592	Q593	Q594	Q595	Q596	Q597	Q598	Q599	Q600	Q601	Q602	Q603	Q604	Q605	Q606	Q607	Q608	Q609	Q610	Q611	Q612	Q613	Q614	Q615	Q616	Q617	Q618	Q619	Q620	Q621	Q622	Q623	Q624	Q625	Q626	Q627	Q628	Q629	Q630	Q631	Q632	Q633	Q634	Q635	Q636	Q637	Q638	Q639	Q640	Q641	Q642	Q643	Q644	Q645	Q646	Q647	Q648	Q649	Q650	Q651	Q652	Q653	Q654	Q655	Q656	Q657	Q658	Q659	Q660	Q661	Q662	Q663	Q664	Q665	Q666	Q667	Q668	Q669	Q670	Q671	Q672	Q673	Q674	Q675	Q676	Q677	Q678	Q679	Q680	Q681	Q682	Q683	Q684	Q685	Q686	Q687	Q688	Q689	Q690	Q691	Q692	Q693	Q694	Q695	Q696	Q697	Q698	Q699	Q700	Q701	Q702	Q703	Q704	Q705	Q706	Q707	Q708	Q709	Q710	Q711	Q712	Q713	Q714	Q715	Q716	Q717	Q718	Q719	Q720	Q721	Q722	Q723	Q724	Q725	Q726	Q727	Q728	Q729	Q730	Q731	Q732	Q733	Q734	Q735	Q736	Q737	Q738	Q739	Q740	Q741	Q742	Q743	Q744	Q745	Q746	Q747	Q748	Q749	Q750	Q751	Q752	Q753	Q754	Q755	Q756	Q757	Q758	Q759	Q760	Q761	Q762	Q763	Q764	Q765	Q766	Q767	Q768	Q769	Q770	Q771	Q772	Q773	Q774	Q775	Q776	Q777	Q778	Q779	Q780	Q781	Q782	Q783	Q784	Q785	Q786	Q787	Q788	Q789	Q790	Q791	Q792	Q793	Q794	Q795	Q796	Q797	Q798	Q799	Q800	Q801	Q802	Q803	Q804	Q805	Q806	Q807	Q808	Q809	Q810	Q811	Q812	Q813	Q814	Q815	Q816	Q817	Q818	Q819	Q820	Q821	Q822	Q823	Q824	Q825	Q826	Q827	Q828	Q829	Q830	Q831	Q832	Q833	Q834	Q835	Q836	Q837	Q838	Q839	Q840	Q841	Q842	Q843	Q844	Q845	Q846	Q847	Q848	Q849	Q850	Q851	Q852	Q853	Q854	Q855	Q856	Q857	Q858	Q859	Q860	Q861	Q862	Q863	Q864	Q865	Q866	Q867	Q868	Q869	Q870	Q871	Q872	Q873	Q874	Q875	Q876	Q877	Q878	Q879	Q880	Q881	Q882	Q883	Q884	Q885	Q886	Q887	Q888	Q889	Q890	Q891	Q892	Q893	Q894	Q895	Q896	Q897	Q898	Q899	Q900	Q901	Q902	Q903	Q904	Q905	Q906	Q907	Q908	Q909	Q910	Q911	Q912	Q913	Q914	Q915	Q916	Q917	Q918	Q919	Q920	Q921	Q922	Q923	Q924	Q925	Q926	Q927	Q928	Q929	Q930	Q931	Q932	Q933	Q934	Q935	Q936	Q937	Q938	Q939	Q940	Q941	Q942	Q943	Q944	Q945	Q946	Q947	Q948	Q949	Q950	Q951	Q952	Q953	Q954	Q955	Q956	Q957	Q958	Q959	Q960	Q961	Q962	Q963	Q964	Q965	Q966	Q967	Q968	Q969	Q970	Q971	Q972	Q973	Q974	Q975	Q976	Q977	Q978	Q979	Q980	Q981	Q982	Q983	Q984	Q985	Q986	Q987	Q988	Q989	Q990	Q991	Q992	Q993	Q994	Q995	Q996	Q997	Q998	Q999	Q1000

Рис. 3.3. Бібліотека моношарів

[illegible]

Рис. 3.4. Модуль розрахунку стінки з ребрами



### Визначення жорсткостей стінок отриманих намотуванням і викладкою

За допомогою створеного розрахункового файлу було розраховано модулі пружності для плоских стінок отриманих укладанням та намотуванням композиту у порядку приведеному в бібліотеці пакетів моношарів (див. Розділ 3).

Розрахунок був проведений для кожного окремого пакету моношарів виконаного з вуглетканини та вуглестрічки та для зручності усі дані представлені у вигляді графіків.

Для укладення під кутом  $0^\circ$  та  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$ . Модуль пружності в напрямку  $x$ , повздовжній напрямком стінки нервюри, зазвичай в літаках перпендикулярно задньому лонжерону крила модуль пружності зображено на графіку на рис. 3.5

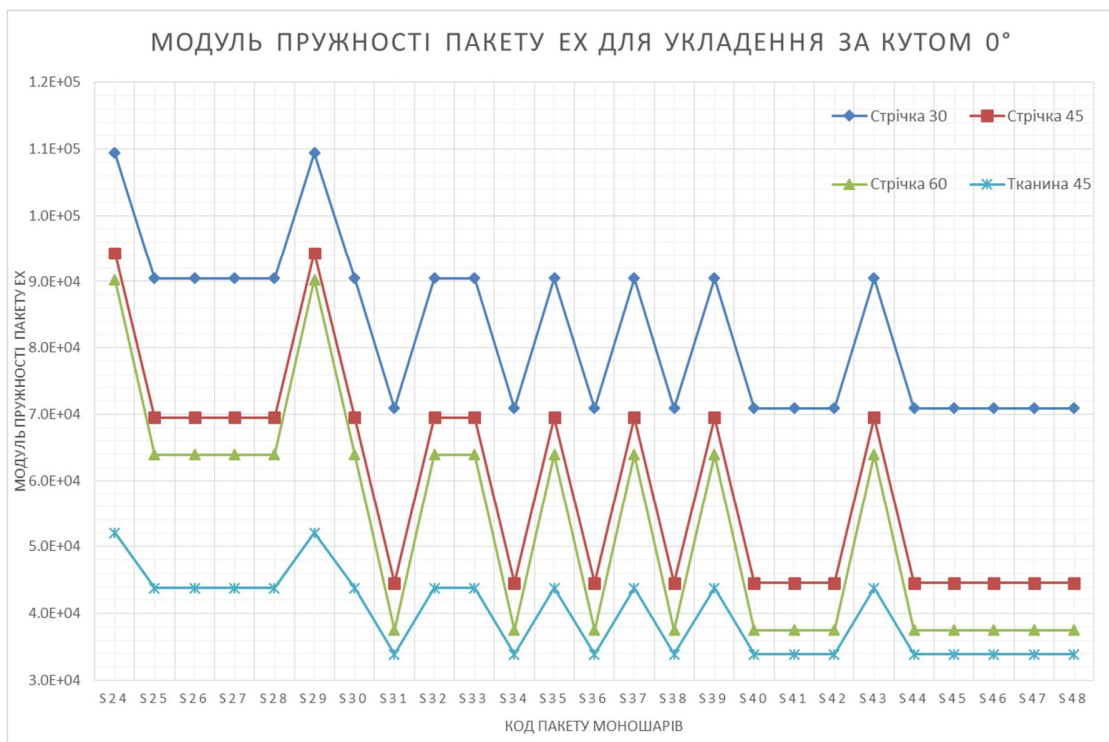


Рис. 3.4. Модулі пружності для пакетів з кутами укладення  $0^\circ$  та  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$

З графіка на рис. 3.5 видно що найбільший модуль пружності, а отже і найбільша жорсткість (жорсткість прямо пропорційно залежить від модуля пружності) у всіх пакетів виконаних намотуванням з кутами намотування  $0^\circ$  та

30°. Це зумовлено тим що при повороті на 30° модуль пружності моношару вуглестрічки суттєво не зменшується. Така комбінація кутів намотування підходить для нервюр які піддаються дії великих повздовжніх навантажень.

Для укладення під кутом 90° та 30°, 45°, 60°. модуль пружності в напрямку х, повздовжній напрямок стінки нервюри, зазвичай в літаках перпендикулярно задньому лонжерону крила модуль пружності зображено на графіку на рис. 3.6.

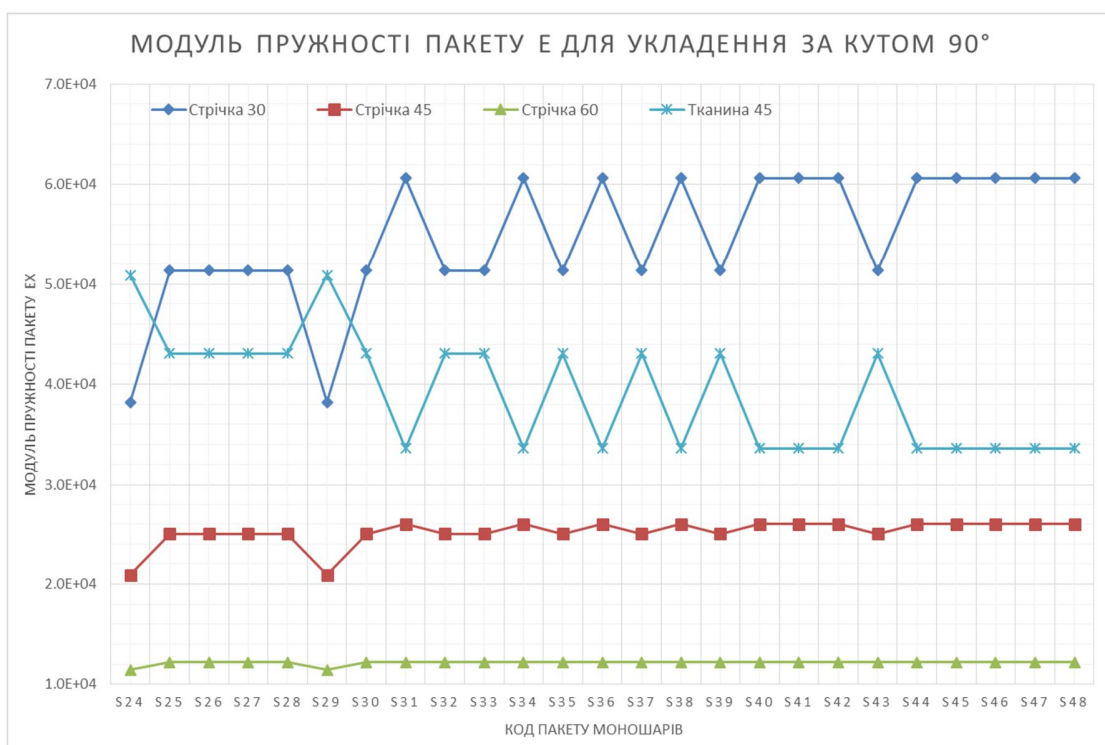


Рис. 3.6. Модулі пружності для пакетів з кутами укладення 90° та 30°, 45°, 60°

З графіка на рис. 3.6 видно що модуль пружності, а отже і жорсткість (жорсткість прямо пропорційно залежить від модуля пружності) у пакетів S24 та S29 виконаних укладенням вуглепластикової тканини з кутами намотування 90° та 30° та 90° та 60° більша ніж у пакетів отриманих намотуванням вуглестрічки з кутами 90° та 30°, а в усіх інших найбільша жорсткість в пакетах зі стрічки з кутами 90° та 30°. Це зумовлено тим що при в пакетах S24 та S29 більшість шарів мають кут повороту 90°, а у тканини модулі пружності E<sub>x</sub> та E<sub>y</sub> мають подіні



модул пружності у відмінності від стрічки у якої  $E_x = 143000$  МПа, а  $E_y = 8400$  МПа. Але пакети зі стрічки з кутами  $90^\circ$  та  $30^\circ$  залишаються найпривабливішими для нервюр на які діє велике повздовжнє навантаження.

Ситуація з модулем пружності в напрямку у, поперечний напрямок стінки нервюри, зазвичай в літаках вздовж товщини крила, модуль пружності для укладення під кутом  $0^\circ$  та  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$  зображено на графіку на рис. 3.7 та кутом  $90^\circ$  та  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$  зображено на графіку на рис. 3.8.

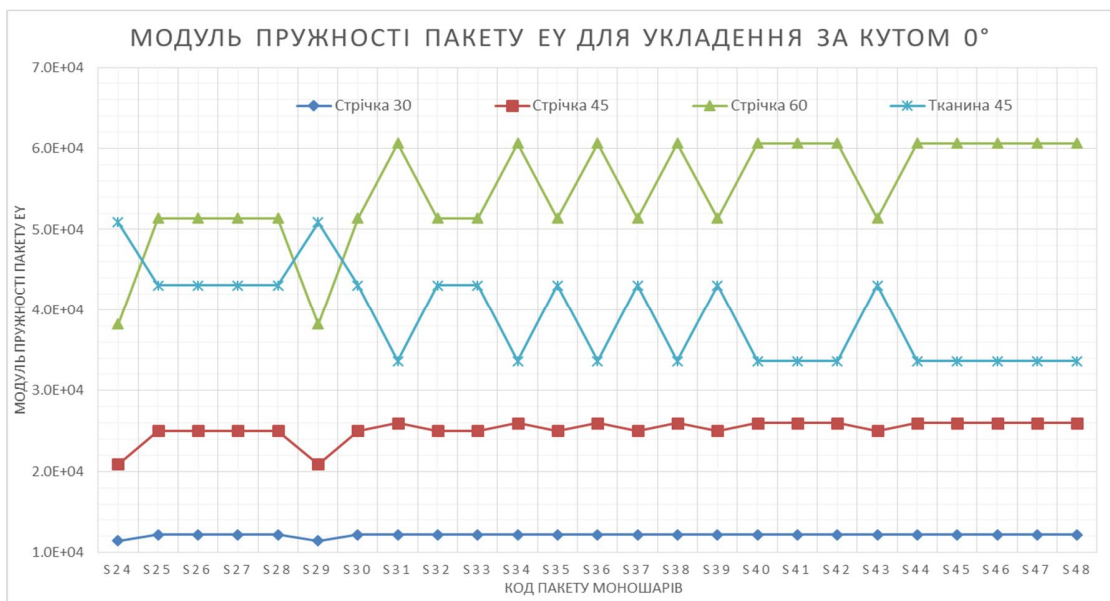


Рис. 3.7. Модулі пружності для пакетів з кутами укладення  $0^\circ$  та  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$

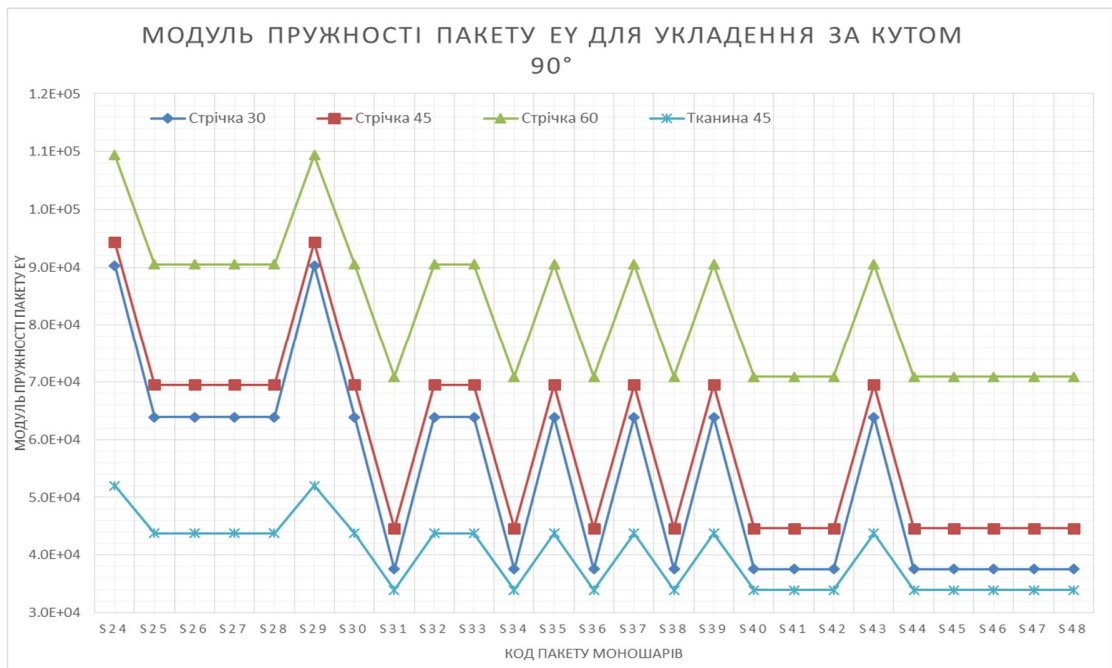


Рис. 3.8. Модулі пружності для пакетів з кутами укладення  $90^\circ$  та  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$

Модулі пружності в напрямку  $Y$  подібні до в напрямку  $X$  але дзеркально протилежні. Це зумовлено тим що модулі пружності майже не змінюються при повороті.

Ситуація з модулем зсуву однакова для випадків укладення під кутом  $0^\circ$  та  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$  та кутом  $90^\circ$  та  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$  дивись рис. 3.9 та рис. 3.10.

Це зумовлено тим що модуль зсуву змінюється не значно в залежності від кута повороту моношару та при куті в  $45^\circ$  є найбільшим. Таким чином стінка нервюри зі стрічки намотаної під кутами  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  та  $-45^\circ$  є найбільш підходящою для нервюр які сприймають великі зсувні зусилля.

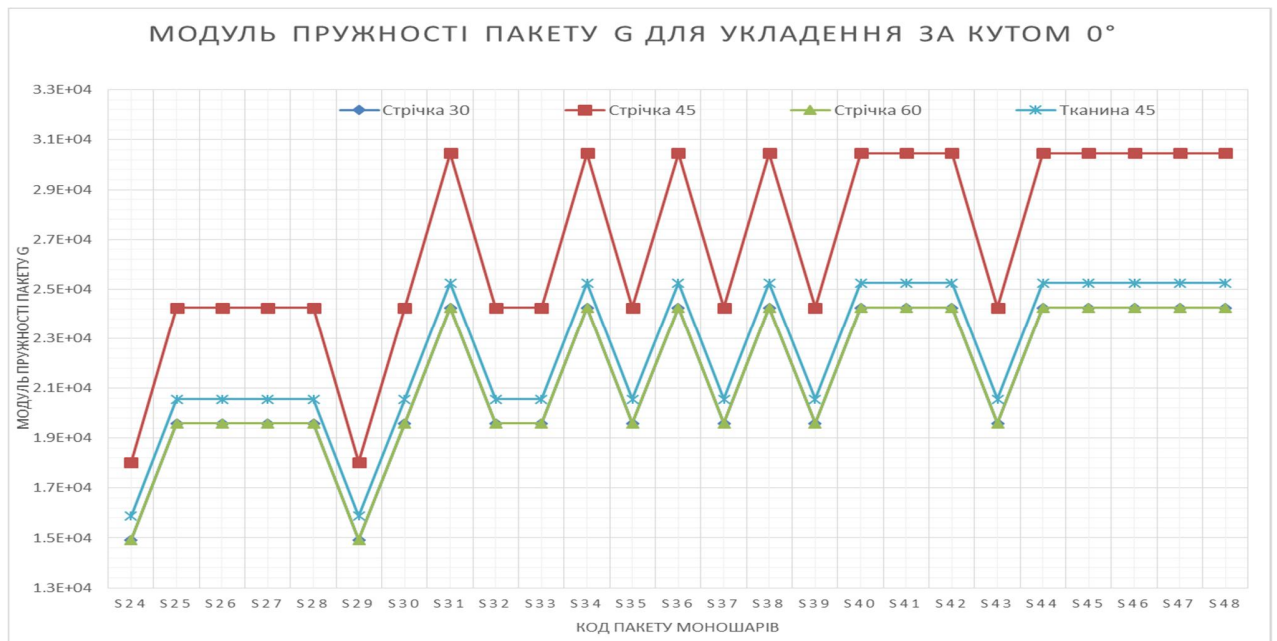


Рис. 3.9. Модулі зсуву для пакетів з кутами укладення  $0^\circ$  та  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$

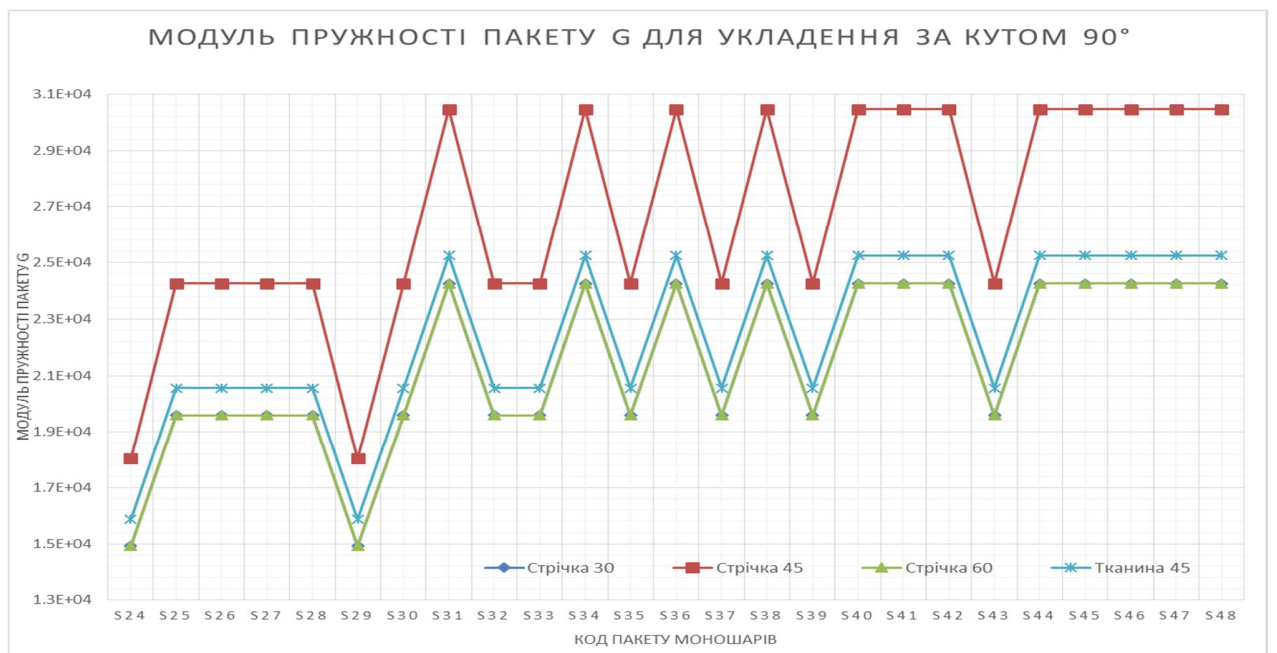


Рис. 3.10. Модулі зсуву для пакетів з кутами укладення  $90^\circ$  та  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$

### **Визначення жорсткостей тришарових стінок**

За допомогою створеного розрахункового файлу було розраховано критичну силу втрати стійкості при зсуві та стисненні для плоских стінок отриманих укладанням та намотуванням композиту у порядку приведеному в бібліотеці пакетів моношарів (див. Главу 4).

Розрахунок був проведений для різних типів заповнювача:

- Моношар тканини;
- Стільниковий заповнювач товщиною 1 см;
- Стільниковий заповнювач товщиною 10 см;
- Стільниковий заповнювач товщиною 20 см.

Звертаємо увагу на те що в розрахунках модулі пружності заповнювача прийнята як 1 Мпа.

Отримані результати показали що незалежно від товщини заповнювача жорсткість на стиснення (розтягування) та на зсув однакові для одного пакету моношарів.

Також було проведено дослідження прогинів пластини при дії згинаючого моменту. На графіку на рис. 3.11 показано залежність прогинів пластини від товщини заповнювача.

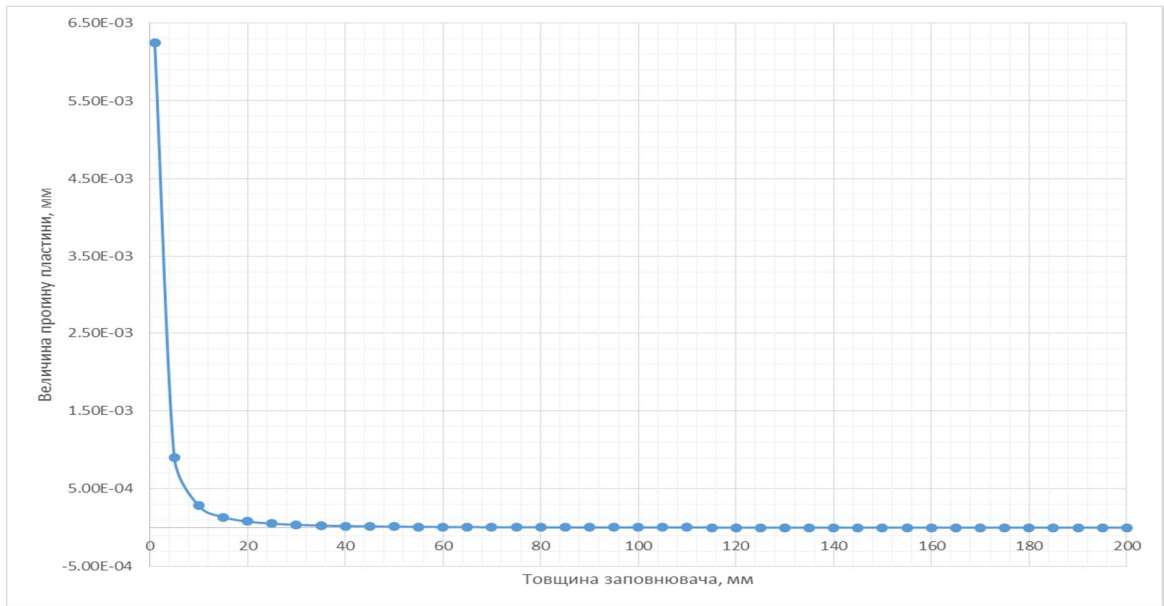


Рис. 3.11. Залежність прогинів пластини від товщини заповнювача

З графіку на рис. 3.11 видно, що прогини зменшуються зі збільшенням товщини заповнювача. Для створення деталі достатньої жорсткості достатньо заповнювача товщиною 20 мм товстий заповнювач буде надавати надмірну вагу конструкції. Тому в наших розрахунках ми приймаємо максимальну товщину заповнювача в 20 мм.

### Порівняння жорсткостей різних типів стінок

Після проведення розрахунків критичної сили стійкості стінки нервюри різних конструкцій (методика буде розглянута в главі 8) та відбору виконань з найбільшою критичною силою втрати стійкості порівнюємо різні конструкції виконані з однакових пакетів моношарів, для цього зберемо усі конструкції з найвищими силами втрати стійкості в один загальний графік представлений на рис. 3.12 та 3.12.

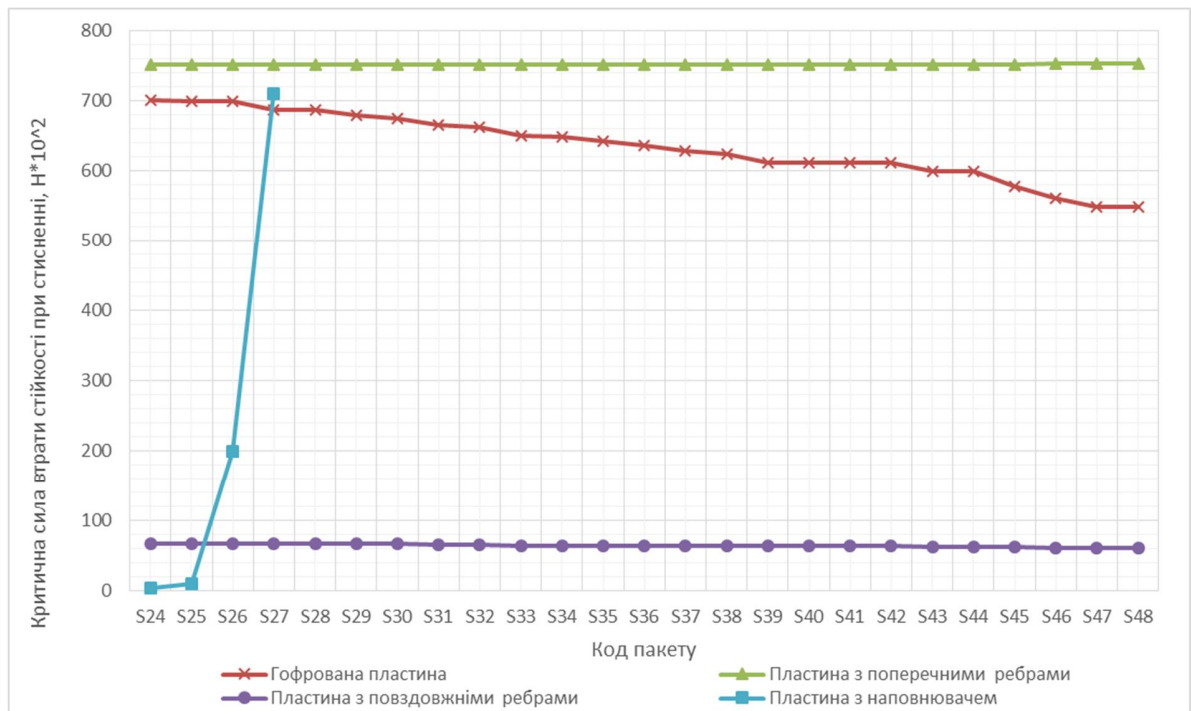


Рис. 3.11. Графік залежності критичної сили втрати стійкості при стисненні від пакету для різних типів конструкції

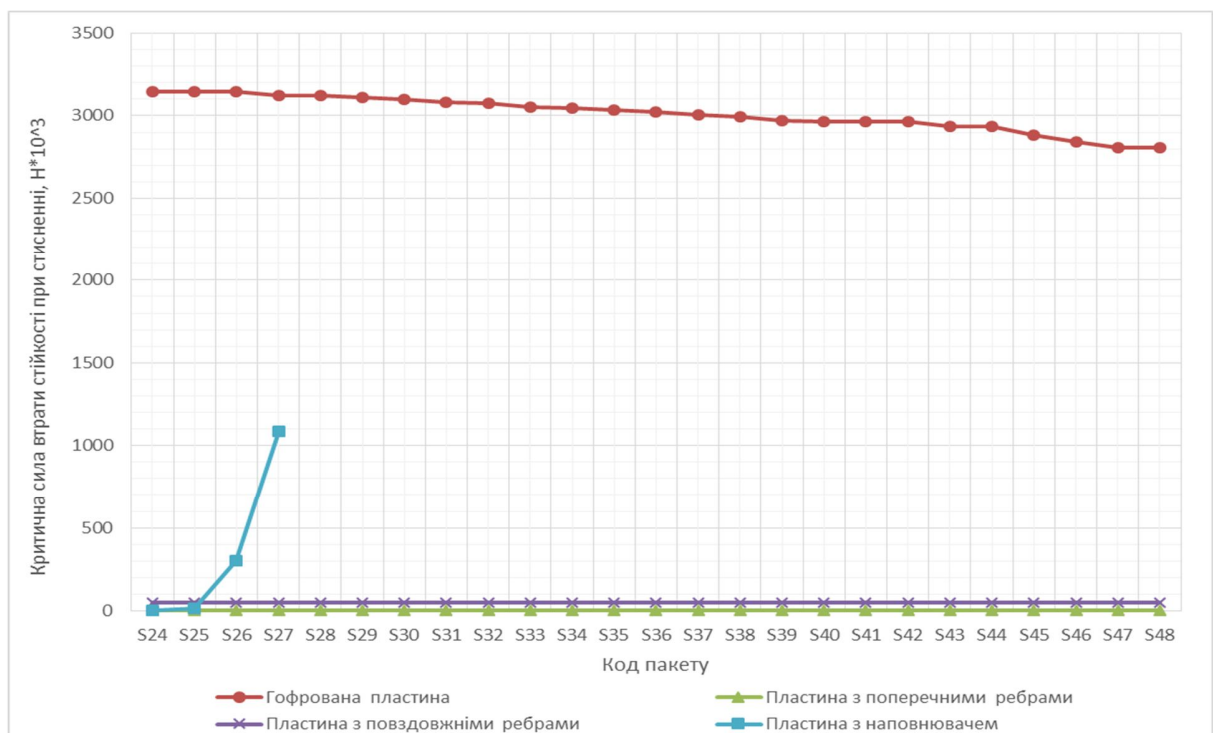


Рис. 3.12. Графік залежності критичної сили втрати стійкості при зсуві від пакету для різних типів конструкції

З графіків наведених вище видно що Стінка з поперечними ребрами ребрами має найбільшу критичну силу втрати стійкості а отже має і найбільшу жорсткість, найменшу жорсткість має пластина з повздовжніми ребрами, бо ребра які мають найбільшу жорсткість розташовані поперек лінії дії навантаження.

Найоптимальнішою є гофрована стінка, бо вона має високу жорсткість та легша ніж стінка з ребрами, бо ребра це додаткова вага.

Щодо критичної сили втрати стійкості при зсуві, найкращою є гофрована стінка, бо завдяки синусоїдальній формі стінка має велику кількість жорстких елементів які працюють з площини стінки.

Тому, з точки зору жорсткості стінки та ваги конструкції найоптимальнішою є синусоїдальна стінка. Зверніть увагу, що ми не додавали до порівняння стінку отриману намотуванням або укладанням, бо це очевидно що вона має гірші характеристики жорсткості ніж представлені на рис. 3.12 та 3.13 конструкції.

### **Підбір стінки за критерієм міцності**

В даній роботі були розраховані коефіцієнти запасу міцності від дії критичної сили втрати стійкості стінки нервюри. Це зроблено для того щоб визначити що більш критичне для конструкції – втрата стійкості чи руйнування одного з моношарів пакету.

Коефіцієнти запасу міцності були розраховані для кожного окремого моношару пакету, якщо хоча б один з моношарів має від’ємне значення коефіцієнта запасу міцності. В такому випадку цей моношар зруйнується до

настання втрати стійкості, а отже втрата стійкості не є критичною для даного пакету моношарів.

Ми порівняли коефіцієнти запасу міцності розраховані за критерієм максимальних напружень та критерієм Мізеса-Хілла-Цая. Розрахунок був проведений для усіх типів конструкції, для спрощення розглядалось лише співвідношення цих коефіцієнтів для пластини під дією стискаючої сили, бо якісно співвідношення цих коефіцієнтів однакове для всіх типів конструкції та кутів укладання. Розраховані данні представлені у вигляді графіка на рис. 3.13.

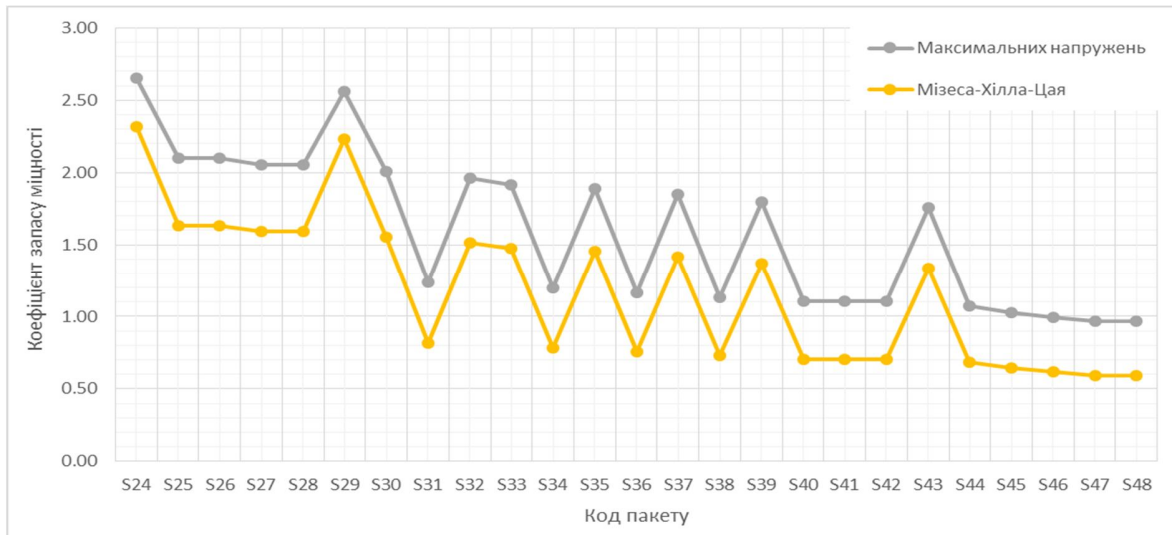


Рис. 3.13. Залежність коефіцієнта міцності від типу укладання

З графіку на рис. 3.14 видно що критерій Мізеса-Хілла-Цая для однакових пакетів та однакового навантаження дає менший коефіцієнт запасу міцності ніж критерій найбільших напружень. Це зумовлено тим що критерій Мізеса-Хілла-Цая враховує спільну дію як нормальних так і дотичних напружень, а критерій максимальних напружень лише порівнює максимальне напруження яке є в моношарі матеріалу з допустимими напруженнями.

Критерій Мізеса-Хілла-Цая є консервативнішим бо він дає менші коефіцієнти запасу міцності і використовувати його правильніше тому що при



проектуванні літака необхідно забезпечити мінімальну допустиму масу конструкції, тому коефіцієнти запасу міцності намагаються зменшити та довести до 0, бо якщо коефіцієнт запасу міцності набагато більший ніж 0 то конструкція важче ніж необхідно, тому використання Мізеса-Хілла-Цая дає менші шанси на помилку та закладення конструкції з меншою міцністю ніж необхідно.

Для проведення порівняння різних типів конструкції ми проведемо розрахунок для кожного типу конструкції та розрахуємо коефіцієнт запасу міцності від дії сили стиснення та зсуву 1000 Н окремо (сила взята однакова для всіх типів конструкції лише для порівняння міцності конструкцій, при проектуванні стінки нервюри необхідно використовувати розрахункові навантаження). Отримані результати приведені на графіках на рис. 3.15 та 3.16.

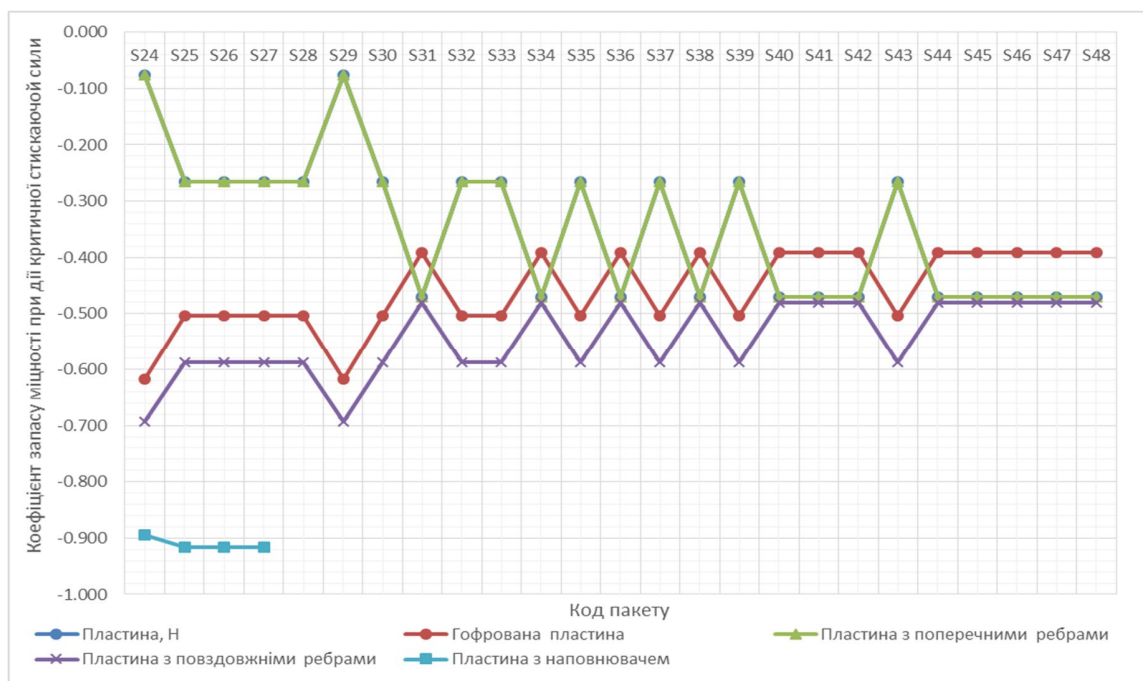


Рис. 3.14. Порівняння коефіцієнтів запасу міцності різних типів конструкції при дії стискаючої сили

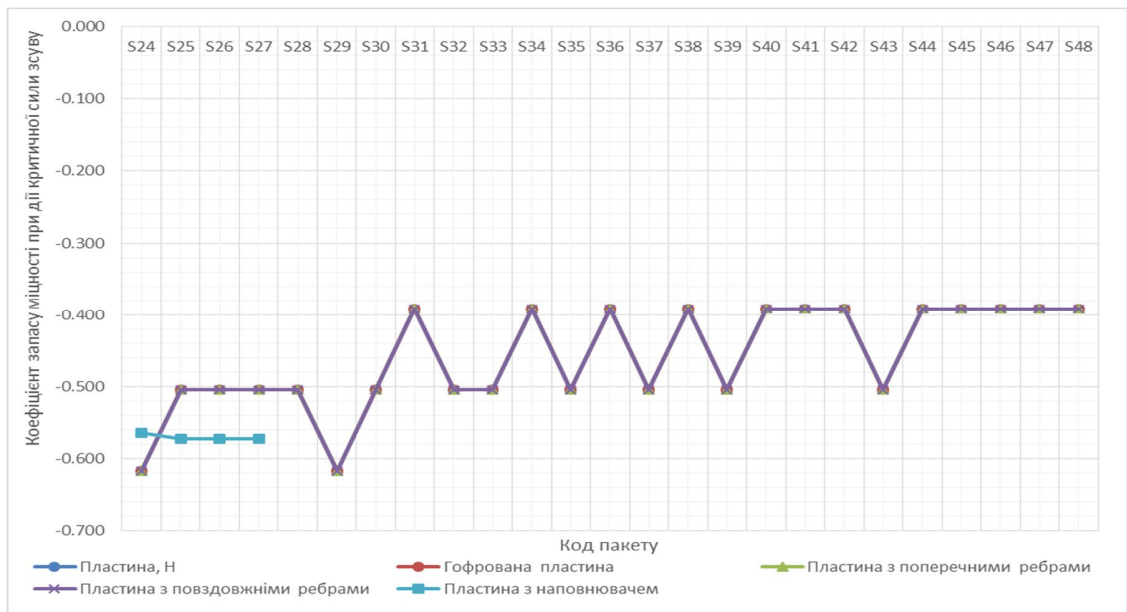


Рис. 3.16. Порівняння коефіцієнтів міцності різних типів конструкції при дії сили зсуву

З графіка на рис. 3.15 видно що найбільшу міцність мають стінки посилені ребрами та в деяких випадках укладання гофровані стінки. Це зумовлено тим що ці два типи конструкції мають найбільшу площу на одиницю довжини стінки, тому при дії сили більше матеріалу її сприймають та моношар розвантажується за рахунок цього.

З графіка на рис. 3.16 видно що всі конструкції мають однакову міцність на зсув це пояснюється тим, що зсувна жорсткість в усіх типах конструкції майже не змінюється.

Тому для вибору найоптимальнішої конструкції стінки нервюри необхідно проводити розрахунок на міцність та доводити конструкцію до найбільшої вагової ефективності.

### Підбір стінки за критерієм стійкості при стисненні

В даній роботі були розраховані критичні сили втрати стійкості при стисненні для усіх видів конструкційного виконання стінки нервюри.

Розглянемо стінку з ребрами. Для цього типу конструкції необхідно визначити найбільш оптимальний крок ребер та розміри самого ребра.

Був проведений розрахунок для стінок з одним кроком ребер та різними ребрами та для стінок з однаковими ребрами та різними кроками ребер.

Дані аналізу подані у вигляді графіка на рис. 3.17. Видно що найоптимальніший крок та перетин тавра знаходяться під номером К4.

Тому у подальших розрахунках будемо приймати наступні характеристики:

$H = 250$  мм, крок ребер жорсткості.

Тавр Т 25 x 25 x 4 з розмірами полиць 25 мм і товщиною 4 мм з моментом інерції 10353 мм<sup>4</sup>.

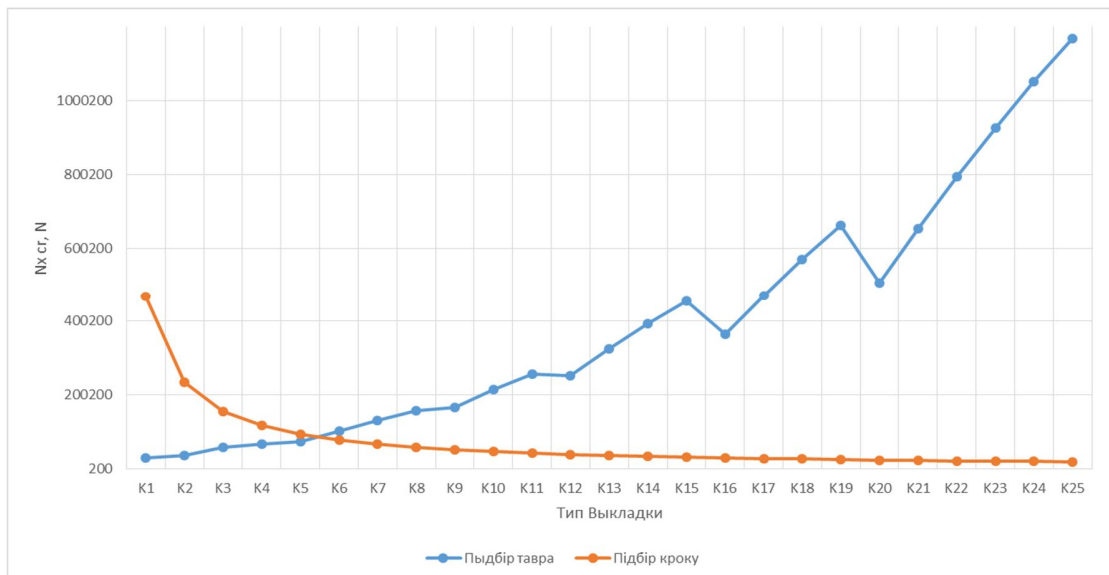


Рис. 3.17. Залежність критичної сили втрати стійкості від кроку ребра та перетину тавра

Визначимо які типи укладання найбільше підходять для різних конструкцій.

Плоска стінка, отримана намотуванням і викладкою моношарів.

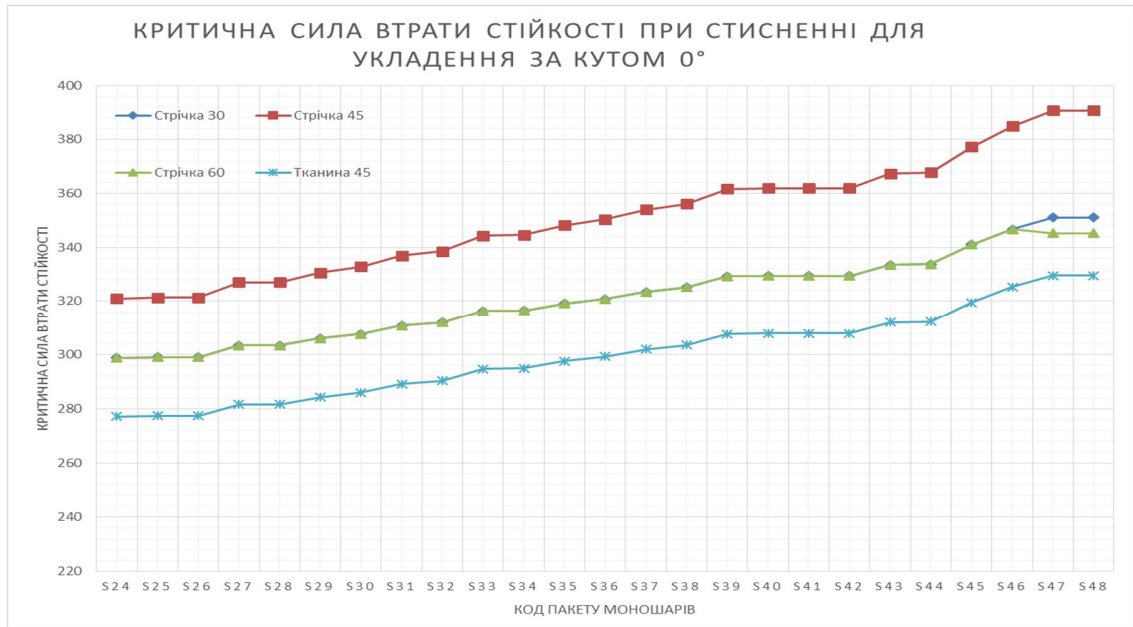


Рис. 3.18. Залежність критичної сили втрати стійкості від пакету моношарів

З графіка на рис. 3.18 видно, що найкращим пакетом для плоскої стінки є пакет виготовлений намотуванням під кутами 0° та 45°. Таким чином для виконання стінки нервюри працюючої переважно на стиснення найкраще підходять стінки виготовлені намотуванням стрічки у порядках S47 та S48 (див. Розділ 4) та з кутами намотування 0° та 45°.

Також було розраховано коефіцієнт запасу міцності від дії критичної сили стиснення стінки нервюри. Це було зроблено для того щоб визначити що критичніше руйнування моношару пакету чи втрата стійкості.

З рис. 3.19 видно що переважно всі варіанти укладання моношарів мають коефіцієнт запасу міцності більше нуля це означає що критичнішим є втрата

стійкості стінки нервюри. Пакети виготовлені намотуванням під кутами  $0^\circ$  та  $30^\circ$  мають найбільші коефіцієнти запасу міцності.

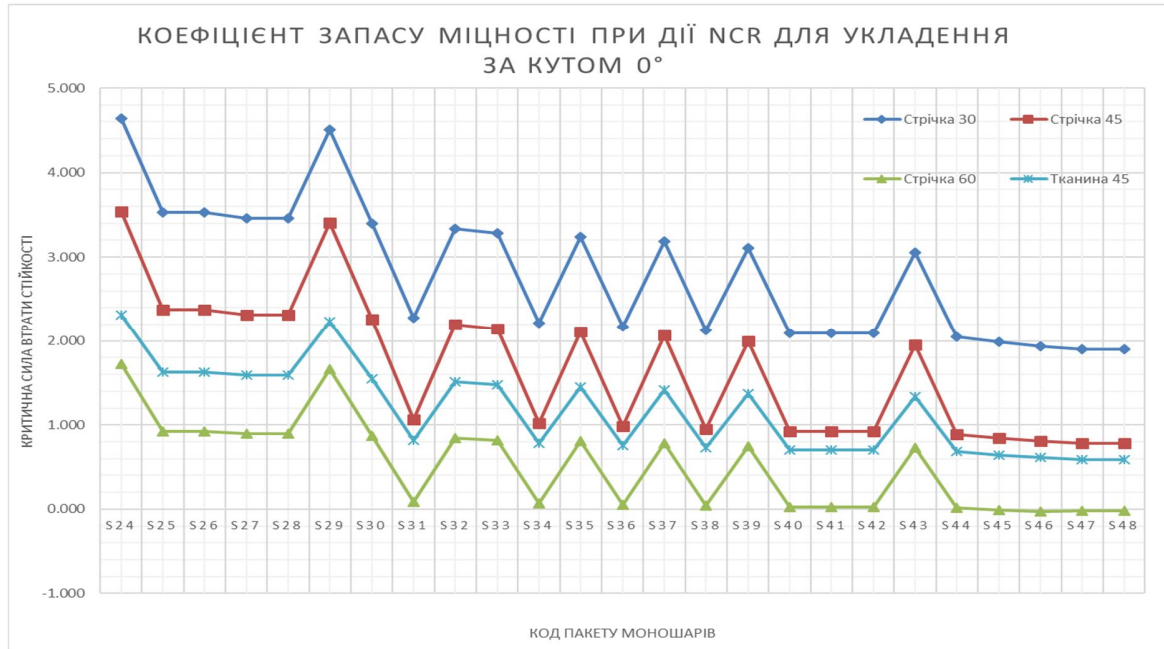


Рис. 3.19. Запас міцності при дії критичної сили втрати стійкості

Порівняємо усі типи конструкції. На рис. 3.20 приведено графік порівняння критичної сили різних типів конструкційного виконання стінки нервюри. Видно що найбільшу критичну силу втрати стійкості при стисненні має стінка з поперечному ребрами, але очевидно що за рахунок ребер ця конструкція буде не найкращою з точки зору вагової ефективності. Тому найкращою стінкою нервюри з точки зору втрати стійкості при стисненні та вагової ефективності є гофрована стінка.

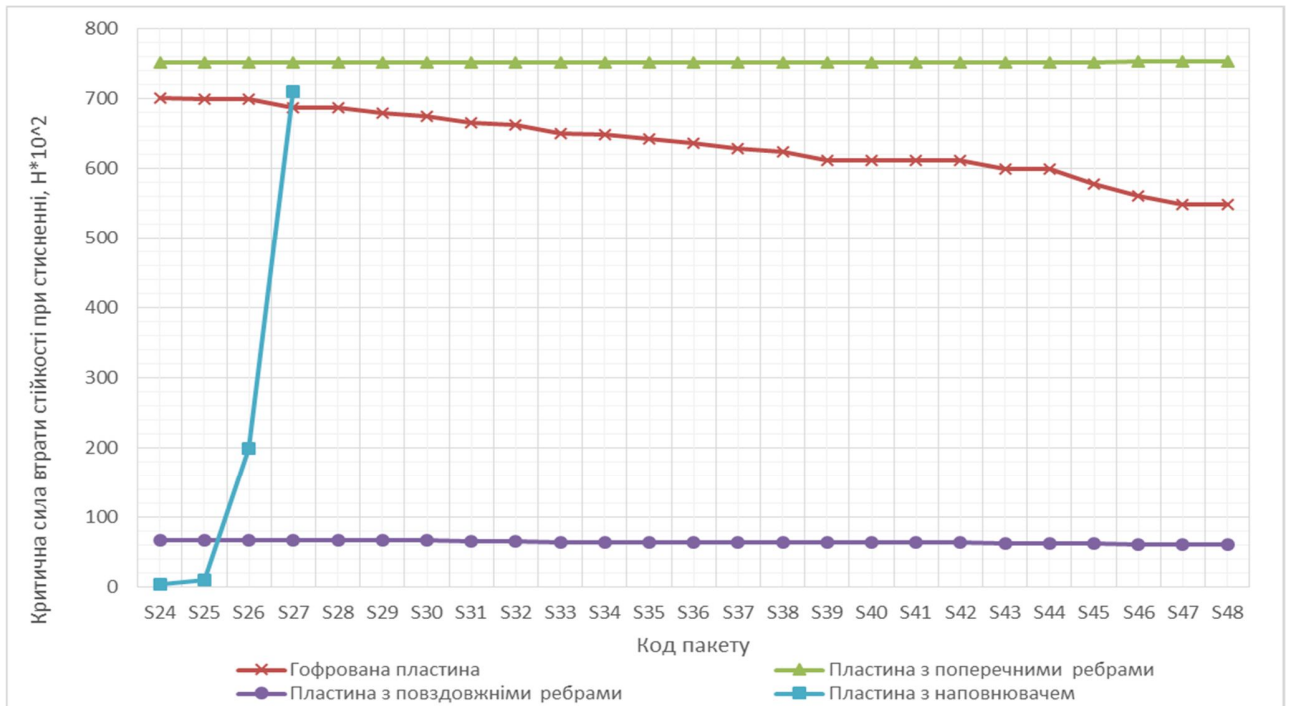


Рис. 3.20. Графік залежності критичної сили втрати стійкості при стисненні від пакету для різних типів конструкції

### Підбір стінки за критерієм стійкості при зсуві

В даному дипломному проекті були розраховані критичні сили втрати стійкості при зсуві для усіх видів конструкцій.

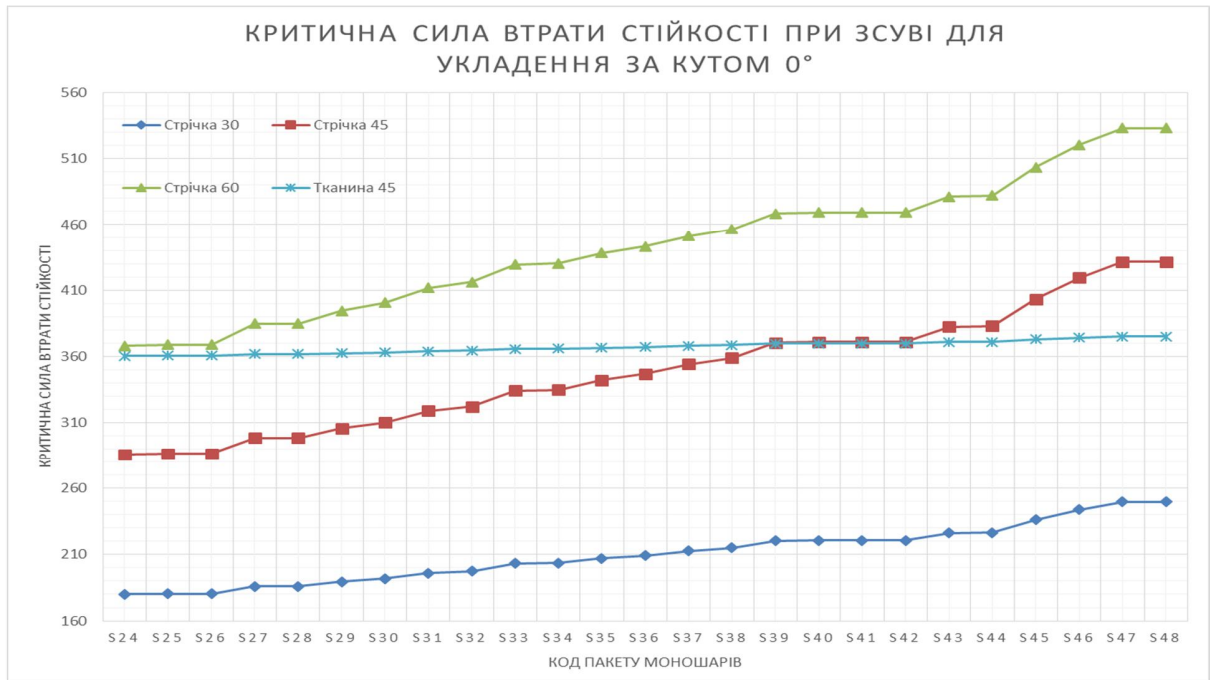


Рис. 3.21. Залежність критичної сили втрати стійкості від пакету моношарів

З графіка на рис. 3.21 видно, що найкращим пакетом для плоскої стінки є пакет виготовлений намотуванням під кутами  $0^\circ$  та  $60^\circ$ . Таким чином для виконання стінки нервюри працюючої переважно на зсув найкраще підходять стінки виготовлені намотуванням стрічки у порядках S47 та S48 (див. Розділ 4) та з кутами намотування  $0^\circ$  та  $60^\circ$ .

Також було розраховано коефіцієнт запасу міцності від дії критичної сили зсуву стінки нервюри. Це було зроблено для того щоб визначити що критичніше руйнування моношару пакету чи втрата стійкості.

З рис. 3.22 видно що переважно всі варіанти укладання моношарів мають коефіцієнт запасу міцності більше нуля це означає що критичнішим є втрата стійкості стінки нервюри. Зауважмо що пакети виготовлені намотуванням під кутами  $0^\circ$  та  $45^\circ$  мають найбільші коефіцієнти запасу міцності.

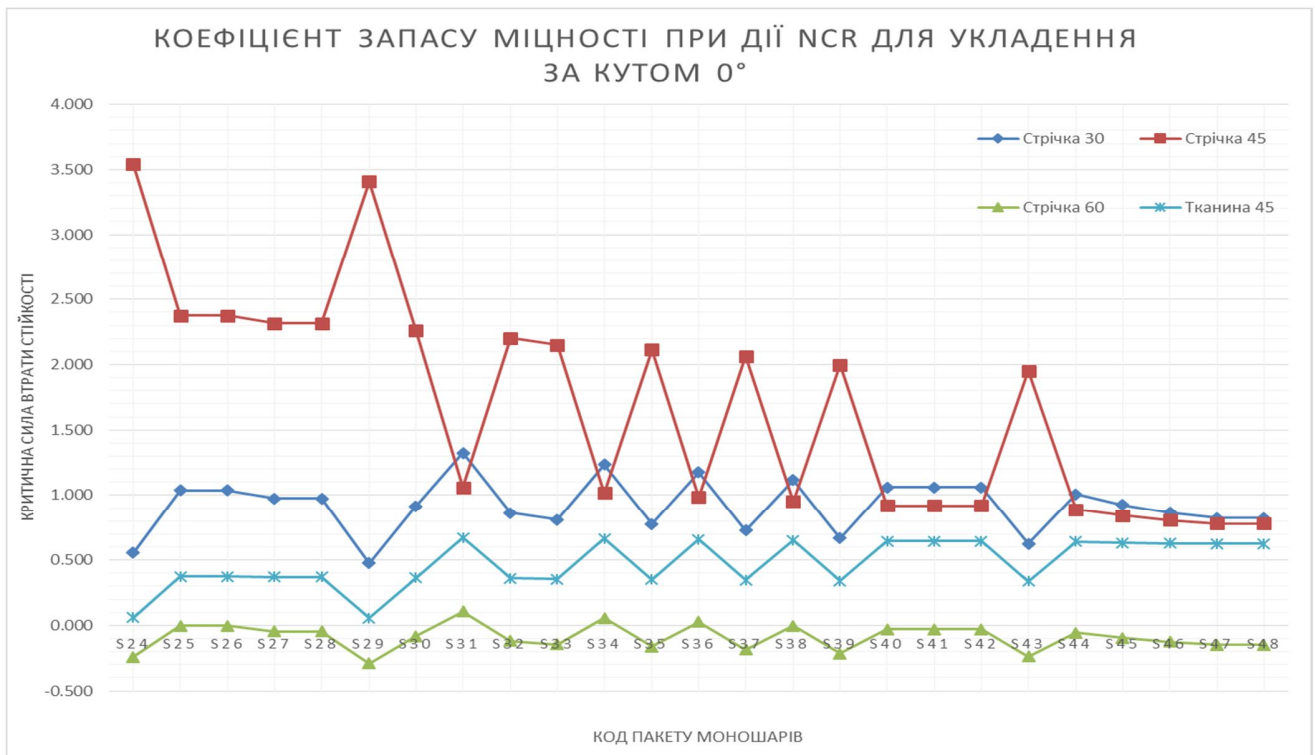


Рис. 3.21. Запас міцності при дії критичної сили втрати стійкості

З рис. 3.18 видно що переважно всі варіанти укладання моношарів мають коефіцієнт запасу міцності більше нуля це означає що критичнішим є втрата стійкості стінки нервюри. Пакет виготовлений намотуванням під кутами 0° та 45° мають найбільші коефіцієнти запасу міцності.

Порівняємо усі типи конструкції. На рис. 3.23 приведено графік порівняння критичної сили різних типів конструкції. Видно що найбільшу критичну силу втрати стійкості при зсуві має гофрована стінка яка найкраща з точки зору вагової ефективності.



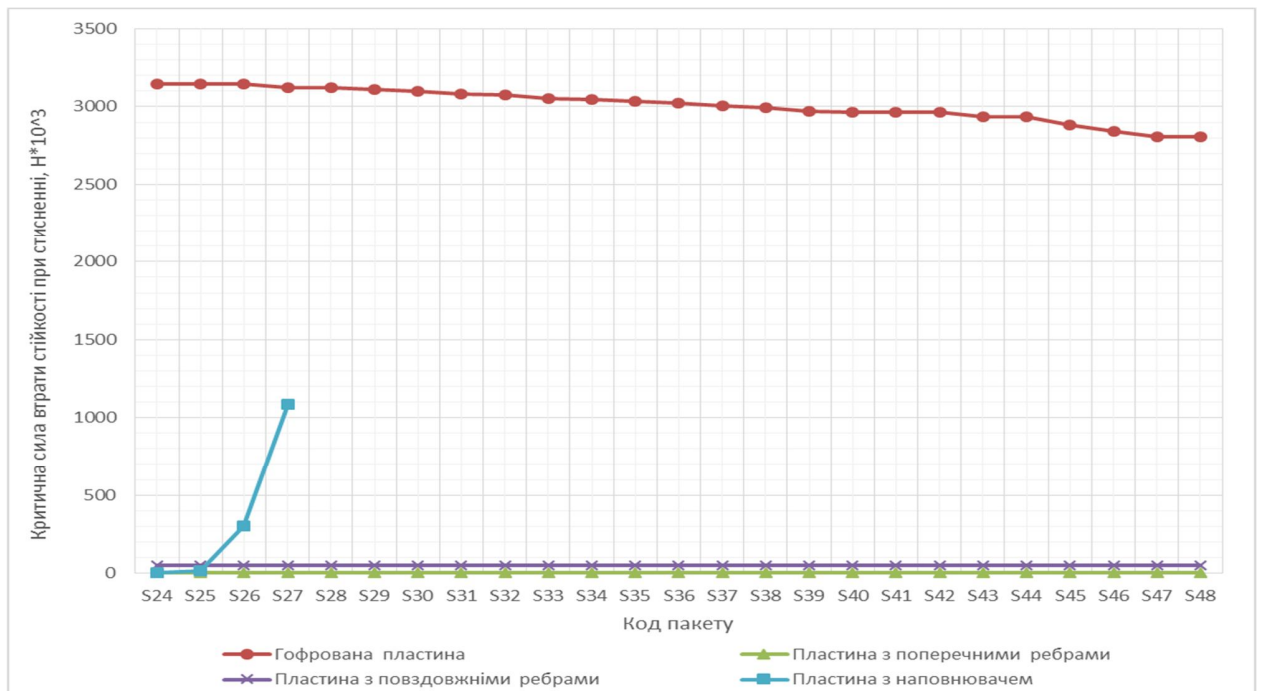


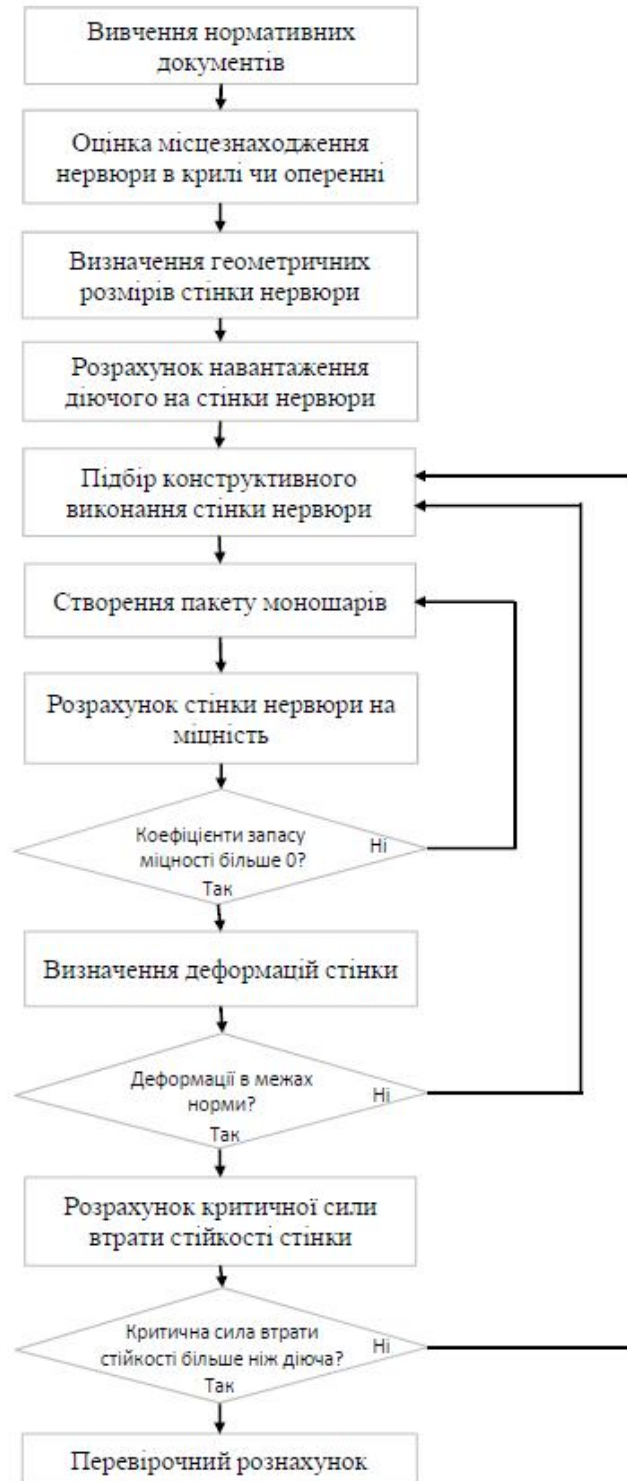
Рис. 3.22. Графік залежності критичної сили втрати стійкості при зсуві від пакету для різних типів конструкції

Таким чином, можна зробити висновок про те що найкращою стінкою для нервюри є гофрована стінка бо вона має найкращі характеристики стійкості, міцності, жорсткості та має вигаш перед іншими типами конструкції у вазі. Стінки з ребрами програють за рахунок додаткової маси у вигляді ребер, а тришарові конструкції програють за рахунок використання важкого клею.

Але незважаючи на усі переваги гофрованої стінки з точки зору маси та міцності вона є складною у виготовленні бо необхідні пресформи складної форми. Тому використання гофрованої стінки для великогабаритних нервюр не раціональне, бо вартість пристосування для виготовлення нервюри буде вищою ніж вигаш паливної ефективності при зниженні маси.

Тому для великогабаритних стінок нервюр найкраще використовувати стінки з ребрами які є більш технологічними та ремонту придатними.

## Алгоритм вибору оптимального конструктивного виконання стінки нервюри



## Розділ 4. Розроблення стартап-проекту

В розділі проведено маркетинговий аналіз стартап проекту, а також визначені можливості та доцільність його впровадження на ринок.

### Зміст ідеї проекту

Таблиця 4.1 Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Підвищення паливної ефективності літака за рахунок зменшення маси	Для виробничих потреб	Покращення конкурентних якостей літака на міжнародному ринку
	Для авіакомпаній	Зменшення витрат палива під час польоту.

Таблиця 4.2 Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	Ідея проекту
1	Економія палива	S
2	Підвищення надійності	N
3	Складність розрахунку	N
4	Економія фінансів	S
5	Інформаційне забезпечення	W

Дана таблиця показує, що конкурентоспроможність ідеї висока.

## Технологічний аудит

Реалізувати ідею проекту можна за допомогою проектних розрахунків.

Таблиця 4.3 Технологічна здійсненність ідеї проекту

№	Ідея проекту	Шлях реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1	Створення конструкторської документації, необхідної для точного та якісного виготовлення деталі	Створення конструкторської документації	наявні	доступно
2	Використання приміщення та спеціалізованого обладнання для виготовлення авіаційних конструкцій	Виготовлення на підприємстві	наявні	доступно
Шлях реалізації і можливості – доступні				

## Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проекту, є досить складними в умовах того, що різні методи рішення поставленої задачі є елементом довгострокового наукового розвитку галузі. Тобто дати оцінку потенційного ринку стартап-проекту можна лише у довгостроковій перспективі, не базуючись на чітких числових характеристиках ринку.

В умовах дослідження ідеї проекту під потенційним ринком можна вважати різні авіа-компанії пасажирських літаків та компанії що виготовляють літаки, які зацікавлені у пошуку зменшенні кількості споживаного літаком палива та покращення конструкції.

Таблиця 4.4 Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	6
2	Загальний обсяг продаж , грн/ум.од	3700000
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	зростає
4	Наявність обмежень для входу	немає
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	авіаційні правила
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	58%

Потенційні групи клієнтів можна умовно поділити на первинних та вторинних споживачів продукту. Первинною групою є компанії-виробники літаків, вторинною – авіакомпанії, що купують літаки. Орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи наведено в Таблиці 4.4.

Таблиця 4.5 Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності	Вимоги споживачів до товару
Отримання прибутку	Фірми-виробники	Поведінка диктується ситуацією на ринку, популярністю товару серед різних груп покупців, окупністю продукту	Ефективність конструкції та вага
Економія грошових ресурсів	Підприємства-покупці		Ремонтопригодність
Економія грошових ресурсів	Авіакомпанії		Співвідношення ціна/якість

Щоб провести глибинний аналіз ринкового середовища складаються таблиці факторів, що сприяють ринковому впровадженню проекту, та факторів, що йому

перешкоджають. Вищеназвані фактори загроз та можливостей наведені знизу в Таблиці 4.6 та 4.7.

Таблиця 4.6 Фактори загроз

№	Фактор	Зміст загрози	Реакція компаній/науковців
1	Науковий	Досягнення науково–технічного прогресу, розробка нових технологій	Неустанний розвиток ідей, постійне покращення існуючого методу, пошук радикально нових і ліпших методів
2	Технічний	Різкі зміни умов на ринку технічного програмного забезпечення	Постійне відслідковування ситуації на даному ринку
3	Фінансовий	При погіршенні макроекономічних умов фірма-виробник літаків може прийняти рішення зекономити за рахунок зменшення витрат на науковий відділ	Виділення стійкого фінансування, яке не під власне зовнішнім фінансовим факторам при повному розумінні того, що в розробках наук відділу криються майбутні перспективи галузі
4	Політичний	Політична ситуація в країні, або в конкретному економічному регіоні	Запасні бази даних, архівування інформації з проведених досліджень, моніторинг політичної ситуації.

Таблиця 4.7 Фактори можливостей

№	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Підвищення попиту на старі літаки	Підвищення попиту на вдосконалення продукту, і як наслідок, на нові вдосконалені підходи до розрахунку	Збільшення прибутків компанії підштовхне до збільшення кількості кадрів
2	Поява нового літака	Додатний вплив з точки зору вдосконалення та впровадження даної конструкції.	Частіше та ефективніше використання даної конструкції
3	Використання в інших сферах	Подальше дослідження даної конструкції з метою вдосконалення	Розширення асортименту продукції

Таблиця 4.8 Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції: чиста	На ринку немає обмежень для вступу нових учасників	Постійне відслідковування ситуації на даному ринку, збереження конкурентоспроможності
Локальний рівень конкурентної боротьби	Ринок представлений точково в різних державах у різній степені концентрації	Динамічний розвиток ринку буде відбуватись лише у випадку спільної роботи його учасників.
Внутрішньогалузева конкуренція	Конкуренція на ринку відбувається між представниками одної галузі виробництва або одного напрямку дослідження	Постійний аналіз тенденцій, політика постійної конкурентної боротьби
Товаро-родова конкуренція за видом товару	Конкуренція між різними конфігураціями	Науковий відділ знаходиться під постійною загрозою появи нових розробок
Марочна інтенсивність	Конкурентами являються компанії з подібним продуктом	Ведення діяльності в умовах постійної конкуренції

Після аналізу конкуренції проводимо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі (табл. 4.9).

Таблиця 4.9 Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Клієнти	Товари-замінники
	Немає	Бар'єрів впровадження нема	Boeing, Airbus	Загрози з боку замінників є
Висновки:	Низька інтенсивність	Є можливість входження в галузь	Диктують умови роботи на ринку. Такі, як час на розрахунок і забезпечення потрібним програмним забезпеченням	Відсутність обмежень від замінників

З огляду на конкурентну ситуацію існує можливість виходу на ринок даної галузі. Щоб бути конкурентоспроможним на ринку даному проекту необхідно розробити програмне забезпечення для швидкісного розрахунку методики.



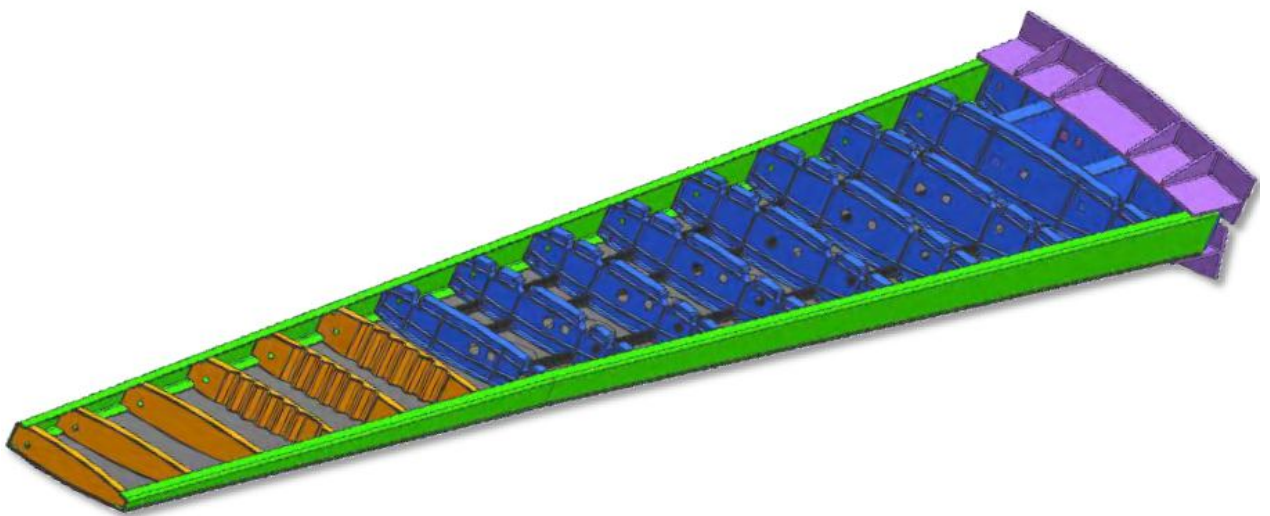
### ***Висновки***

1. Розроблений у даній роботі алгоритм дає можливість визначати оптимальне конструкційне виконання вуглепластикової стінки нервюри з точки зору міцності, жорсткості та втрати стійкості.

2. Найбільш ефективною стінкою нервюри з точки зору жорсткості та стійкості є синусоїдальна стінка з кутами укладення  $0^\circ$  та  $30^\circ$ . Вона також має кращу вагову ефективність. Критична сила втрати стійкості синусоїдальної стінки в середньому в 50 разів більше ніж у інших типів стінки.

3. Найбільш ефективною стінкою нервюри з точки зору міцності є стінка з поперечними ребрами, яка в середньому в 9 разів міцніша ніж інші типи стінок. Стінки з поперечними ребрами мають застосовуватись у нервюрах що сприймають великі навантаження.

4. На даний час не існує універсального рішення щодо оптимальної конструкції вуглепластикової стінки нервюри. Вибір варіанту конструктивного виконання стінки нервюри має враховувати вимоги щодо її міцності, жорсткості і стійкості та може здійснюватись за розробленим у роботі алгоритмом.



### Список використаної літератури

1. Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. Москва : Машиностроение, 1984, 264.
2. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. Москва : Машиностроение, 1988, 264с..
3. Зиновьев П.А., Смердов А.А. Оптимальное проектирование композитных материалов. Москва : МГУ, 2006, 103с..
4. Панин В.Ф., Гладков Ю.А. Конструкции с заполнителем. Справочник. Москва : Машиностроение, 1991, 272с.
5. M. L. Huttrop, COMPOSITE WING SUBSTRUCTURE TECHNOLOGY ON THE AV-8B ADVANCED AIRCRAFT, McDonnell Douglas Corporation 1980. 16с.
6. Абдулін І. Н. Проектування раціональних тришарових конструкцій із стержневим наповнювачем: дис. канд. Тех. Наук: Казань: 2017. 130с.
7. L ´ ASZL ´ O P. KOLLA ´ R, GEORGE S. SPRINGER MECHANICS OF COMPOSITE STRUCTURES, New York: Cambridge University Press, 2003. 500с.
8. САВЧЕНКО В.А., ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В АВИАСТРОЕНИИ, стаття: Запоріжжя, 2015, 6с.
9. Книга підприємства 1.
10. Хертель Г., Тонкостенные конструкции (Перевод с немецкого). Москва : Машиностроение, 1965, 528с.